



TUGAS AKHIR - TF 141581

SELEKSI DAN DESAIN MATERIAL NOZZLE ROKET ITS-350 MELALUI ANALISIS BEBAN TEKANAN DAN TEMPERATUR

ANSOR PRIMA YUDA
NRP. 2410 100 069

Dosen Pembimbing
Dr.-ing. Doty Dewi Risanti, ST, MT
Detak Yan Pratama, ST, MSc
Winarwan Agung Budianta, MSAE

JURUSAN TEKNIK FISIKA
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya 2016



FINAL PROJECT TF 141581

MATERIAL SELECTION AND DESIGN OF ROCKET NOZZLE ITS-350 BY UTILIZING AEROTHERMODYNAMICS LOAD ANALYSIS

ANSOR PRIMA YUDA
NRP. 2412 100 069

Supervisor
Dr.-ing. Doty Dewi Risanti, ST, MT
Detak Yan Pratama, ST, MSc
Winarwan Agung Budianta, MSAE

DEPARTMENT OF ENGINEERING PHYSICS
Faculty of Industrial Technology
Sepuluh Nopember Institute of Technology
Surabaya 2016

**SELEKSI DAN DESAIN MATERIAL NOZZLE
ROKET ITS-350 MELALUI ANALISIS BEBAN
AEROTERMODINAMIKA**

TUGAS AKHIR

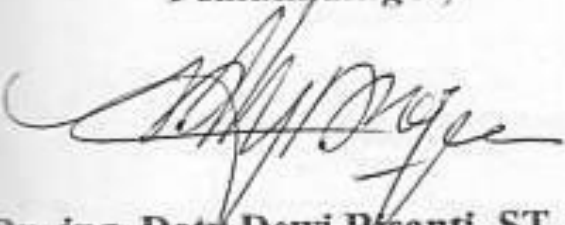
Oleh :


Ansor Prima Yuda
NRP : 2412 100 069

Surabaya, 20 Januari 2016
Mengetahui/Menyetujui

Pembimbing I,

Pembimbing II,


Dr.-ing. Doty Dewi Prasanti, ST, MT
NIPN. 19700101 199512 2 001


Detak Yan Pratama, ST., MSc NIPN.
19840101 201212 1 002


Ketua Jurusan
Teknik Fisika FTI-ITS

Agus Muhammad Hatta, ST, MSi, Ph.D
NIPN. 19780902 200312 1 002

**SELEKSI DAN DESAIN MATERIAL NOZZLE
ROKET ITS-350 MELALUI ANALISIS BEBAN
AEROTERMODINAMIKA**

TUGAS AKHIR

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat
Memperoleh Gelar Sarjana Teknik
pada
Bidang Studi Rekayasa Bahan
Program Studi S-1 Jurusan Teknik Fisika
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh :

ANSOR PRIMA YUDA
NRP. 2412 100 069

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir :

1. Dr.-ing. Doty Dewi Risanti, ST, MT (Pembimbing I)
2. Detak Yan Pratama, ST, MSc (Pembimbing II)
3. Ir. Zulkifli, MSc (Penguji I)
4. Ir. Sarwono, MM (Penguji II)
5. Arief Abdurrahman ST MT (Penguji III)

**SURABAYA
JANUARI 2016**

SELEKSI DAN DESAIN MATERIAL NOZZLE ROKET ITS-350 MELALUI ANALISIS BEBAN AEROTHERMODINAMIKA

Nama Mahasiswa : Ansor Prima Yuda
NRP : 2412 100 069
Jurusan : Teknik Fisika
Dosen Pembimbing : Dr.-ing. Doty Dewi Risanti, ST, MT
Detak Yan Pratama, ST., MSc
Winarwan Agung Budianta, MSAE

Abstrak

Pada simulasi dengan menggunakan *Computational Fluid Dynamics* (CFD) dan *Static Structural* diberikan tiga kondisi tekanan (60 Bar, 80 Bar, dan 100 Bar) dan tiga kondisi temperatur (2000 K, 2500 K, dan 3000 K) selanjutnya disusun sembilan variasi dari nilai-nilai tersebut. Didapatkan distribusi tekanan tertinggi terdapat pada daerah depan nozzle dekat *throat* dan distribusi temperatur merata. Selanjutnya hasil tersebut menjadi beban untuk struktur nozzle. Selanjutnya sepuluh desain nozzle yang telah dibuat dari material penyusun AISI 4340, Ti-13V-11Cr-3Al, dan CFRP IM7. *Thermal Barrier Coating* (TBC) terdiri atas Zirkonium Dioksida, Kapton, dan Grafit. Sepuluh desain yang dibuat selanjutnya dianalisis dan didapatkan penurunan massa terbesar adalah pada desain IX yang menggunakan material penyusun CFRP IM7 dan TBC Kapton yaitu sebesar 77.38%. Selanjutnya didapatkan rata-rata *strain* terkecil pada desain III yang tersusun atas CFRP IM7 sebesar 0.000489899. Kemudian rata-rata *minimum safety factor* terbesar terdapat pada desain VI dengan nilai 2.03629.

Kata kunci: Tekanan, Temperatur, Massa, Strain, Safety Factor.

MATERIAL SELECTION AND DESIGN OF ROCKET NOZZLE ITS-350 BY UTILIZING AEROTHERMODYNAMICS LOAD ANALYSIS

Name : Ansor Prima Yuda
NRP : 2412 100 069
Department : Engineering Physics
Supervisor : Dr.-ing. Doty Dewi Risanty, ST, MT
Detak Yan Pratama, ST., MSc
Winarwan Agung Budianta, MSAE

Abstract

In the simulation utilizing Computational Fluid Dynamics (CFD) and Static Structural was given three conditions of pressure (60 Bar, 80 Bar, and 100 Bar) and three conditions of temperature (2000 K, 2500 K, and 3000 K) and then nine variations of conditions have been arranged from those values. The results showed the highest pressure distribution was at the region infront of nozzle near the throat and the distribution of temperature nearly uniform. Subsequently, those results became loads for the nozzle structure. After that, ten nozzle designs have been made from materials of AISI 4340, Ti-13V-11Cr-3Al, and CFRP IM7. Thermal Barrier Coatings are made of Zirconium Dioxyde, Kapton, and Grapite. Ten designs that have been made were being analyzed and then the results showed the highest degradation of mass was in design IX which was made from CFRP IM7 and TBC Kapton with value of 77.38%. After that the results showed that the smallest average of strain was in design III which was made from CFRP IM7 with value of 0.000489899. The last results showed that the highest average of minimum safety factor was in design VI with the value of 2.03629.

Keyword: Pressure, Temperature, Mass, Strain, Safety Factor.

KATA PENGANTAR

Segala puji dan syukur Alhamdulillah senantiasa terpanjatkan kepada Allah SWT karena atas anugerah, petunjuk dan karunia-Nya serta shalawat dan salam kepada junjungan Nabi Muhammad SAW, atas terselesaikannya tugas akhir dengan judul:

” Seleksi dan Desain Material Nozzle Roket ITS-350 melalui Analisis Beban Aerotermodinamika”

Berbagai motivasi dan bantuan diterima penulis selama penyelesain Tugas Akhir ini. Oleh karena itu pada kesempatan ini penulis ingin mengucapkan terima kasih terutama kepada :

1. Bapak Agus Muhamad Hatta, ST, MSi, Ph.D, selaku Ketua Jurusan Teknik Fisika ITS.
2. Ibu Dr.-ing. Doty Dewi Risanti, ST. MT dan Pak Detak Yan Pratama, ST, MSc atas bimbingannya selama pengerjaan tugas akhir ini kepada penulis.
3. Pak Winarwan Agung Budianta, MSAE selaku pembimbing lapangan di PT. Dirgantara Indonesia.
4. Ir.Zulkifli Abdullah, M.Sc selaku Kepala Laboratorium Rekayasa Bahan.
5. Seluruh dosen Rekayasa Bahan yang telah memberikan materi dan bimbingan untuk menunjang tugas akhir,
6. Seluruh dosen Teknik Fisika – ITS yang telah menjadi media transfer ilmu sehingga kami dapat merampungkan jenjang perkuliahan hingga terselesaikannya Tugas Akhir ini.
7. Seluruh staf pegawai Jurusan Teknik Fisika atas semua bentuk kerjasamanya selama masa kuliah.
8. Teman seperjuangan TA (Mbak Ratna, Dila, Niki) dan teman seperjuangan Laboratorium Rekayasa Bahan.

9. Rekan-rekan F47 Teknik Fisika ITS, yang senantiasa memberikan motivasi dan perhatian,
10. Dan semua pihak yang turut memperlancar kegiatan Tugas Akhir ini yang tentunya tidak bisa disebutkan semuanya.

Dalam laporan Tugas Akhir ini masih banyak kekurangan. Oleh karena itu penulis mengharap saran dan kritik untuk kesempurnaan laporan ini. Semoga laporan Tugas Akhir ini dapat bermanfaat bagi penulis dan semua pihak yang membaca dan mempelajarinya.

Surabaya, 20 Januari 2016

Penulis

DAFTAR ISI

	Halaman
HALAMAN JUDUL	i
LEMBAR PENGESAHAN	iii
ABSTRAK	v
ABSTRACT	vi
KATA PENGANTAR	vii
DAFTAR ISI	ix
DAFTAR GAMBAR	xi
DAFTAR TABEL	xiv
BAB I PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Rumusan Masalah	2
1.3 Tujuan	2
1.4 Batasan Masalah	2
BAB II TINJAUAN PUSTAKA	5
2.1 Nozzle Roket ITS-350	5
2.2 Aliran Fluida pada Nozzle	7
2.3 Kriteria Runtuh Material	9
2.4 Diagram Seleksi Material	15
2.5 Metode Taguchi	16
BAB III METODOLOGI PENELITIAN	19
3.1 Diagram Alir Penelitian	19
3.2 Pengumpulan Data	23
3.3 Pemodelan Beban Aerodinamika dan Termodinamika Menggunakan <i>Computational Fluid Dynamics</i>	26
3.4 Analisis <i>Static Strutural</i>	34
3.5 Seleksi Material	37
BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN	39
4.1 Distribusi Beban Aerodinamika dan Termodinamika	39
4.2 Analisis <i>Static Structural</i> pada Nozzle	46
BAB V KESIMPULAN	57
DAFTAR PUSTAKA	59
LAMPIRAN A	

LAMPIRAN B
LAMPIRAN C
LAMPIRAN D
LAMPIRAN E
BIOGRAFI PENULIS

DAFTAR GAMBAR

	Hal
Gambar Struktur Roket LAPAN	
2.1.	5
Gambar Nozzle Roket	
2.2.	5
Gambar Hubungan antara rasio area, rasio tekanan, dan	
2.3.	
rasio temperatur sebagai fungsi dari bilangan	
Mach di nozzle De Laval untuk area nozzle	
subsonic dan supersonic	8
Gambar Batang Prisma Mengalami Tarikan	
2.4.	9
Gambar Elemen Bujursangkar dengan Komponen	
2.5.	
Tegangan Dua Dimensi	11
Gambar Lingkaran Mohr	
2.6.	12
Gambar Kurva Mohr	
2.7.	13
Gambar Diagram Strength-Density	
2.8.	14
Gambar Diagram Ketahanan Material pada Suhu Tinggi	
2.9.	15
Gambar Distribusi Temperatur pada Permukaan dari	
2.10.	
Suatu Elemen Setelah Menggunakan Pelapis	
TBC	16
Gambar Flowchart Penelitian Tugas Akhir	
3.1.	18
Gambar Flowchart Pemodelan Beban pada CFD	
3.2.	19
Gambar Flowchart Pemodelan Static Structural	
3.3.	20
Gambar Geometri Insulator Nozzle	
3.4.	30

Gambar 3.5.	Geometri Casing Nozzle	22
Gambar 3.6.	Geometri Thermal Barrier Coating	22
Gambar 3.7.	Insulator Nozzle	24
Gambar 3.8.	Casing Nozzle	25
Gambar 3.9.	Thermal Barrier Coating	26
Gambar 3.10.	Fluid Domain	26
Gambar 3.11.	Insert Parts	27
Gambar 3.12.	Nozzle	27
Gambar 3.13.	Fluid Domain sebagai Fluida	28
Gambar 3.14.	Meshing Fluid Domain	28
Gambar 3.15.	Boundary Condition Inlet $P = 60$ Bar	29
Gambar 3.16.	Boundary Condition Inlet $T = 2000$ K	30
Gambar 3.17.	Boundary Condition Outlet $P = 1$ atm	30
Gambar 3.18.	Boundary Condition Outlet $T = 300$ K	31
Gambar 3.19.	Proses Iterasi	31
Gambar 3.20.	Engineering Data	32
Gambar 3.21.	Share Geometri	33

Gambar 3.22.	Geometri Nozzle di Static Structural	33
Gambar 3.23.	Meshing Nozzle pada Static Structural	34
Gambar 3.24.	Transfer Beban	34
Gambar 4.1.	Distribusi Tekanan pada Temperatur 2000 K	40
Gambar 4.2.	Distribusi Tekanan pada Temperatur 2500 K	41
Gambar 4.3.	Distribusi Tekanan pada Temperatur 3000 K	42
Gambar 4.4.	Distribusi Temperatur pada $T = 2000\text{ K}$	43
Gambar 4.5.	Distribusi Temperatur pada $T = 2500\text{ K}$	44
Gambar 4.6.	Distribusi Temperatur pada $T = 3000\text{ K}$	45
Gambar 4.7.	Maximum Principal Strain $T = 2500\text{ K}$; $P = 60$ Bar	48
Gambar 4.8.	Maximum Principal Strain $T = 2500\text{ K}$; $P = 80$ Bar	49
Gambar 4.9.	Maximum Principal Strain $T = 2500\text{ K}$; $P = 100$ Bar	49
Gambar 4.10.	Safety Factor $T = 2500\text{ K}$; $P = 60$	52
Gambar 4.11.	Safety Factor $T = 2500\text{ K}$; $P = 80$	53
Gambar 4.12.	Safety Factor $T = 2500\text{ K}$; $P = 100$	53
Gambar 4.13.	Penebalan Desain	54

Halaman ini sengaja dikosongkan

DAFTAR TABEL

	Hal
Tabel 2.1 Mechanical Properties Baja AISI 4340	6
Tabel 3.1 Sifat Mekanik Baja AISI 4340	25
Tabel 3.2 Data Beban Aerodinamika dan Termodinamika	25
Tabel 3.3 Sifat Mekanik Ti-13V-11Cr-3Al	39
Tabel 3.4 Sifat Mekanik CFRP IM7	39
Tabel 3.5 Sifat Mekanik Zirkonium Dioksida	39
Tabel 3.6 Sifat Mekanik Kapton	40
Tabel 3.7 Sifat Mekanik Grafit	40
Tabel 4.1 Massa Desain-Desain Nozzle	47
Tabel 4.2 Maximum Principal Strain Desain I-X	50
Tabel 4.3 Safety Factor	55

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Roket RX-320 merupakan jenis roket sonda, yaitu roket yang biasa digunakan untuk meneliti atmosfer (Lapan, 2014). Roket RX-320 dikembangkan oleh tim konsorsium yang terdiri dari Kemenristek, Kemenhan, PTDI, PT Dahana, dan PT Pindad yang memiliki diameter tabung 320 mm (Lapan, 2014). Roket ini direncanakan mempunyai jangkauan 70 km, akan tetapi ketinggian yang mampu dijangkau adalah 20-30 km (Lapan, 2012). Sebelum diluncurkan, roket melalui serangkaian uji statik untuk menguji performansi roket. Dari uji statik tersebut didapatkan kegagalan pada struktur nozzle, di mana terjadi patah pada struktur nozzle (Lapan, 2012).

Nozzle roket adalah bagian motor roket yang berfungsi untuk menimbulkan momentum dari gas hasil pembakaran (Sugondo,dkk ,2010). Penyebab utama dari kegagalan nozzle roket adalah tekanan pada nozzle yang diakibatkan oleh laju gas buang dengan kecepatan supersonic (Zebbiche, Youbi, 2006). Selain itu roket sering mengalami kegagalan karena material yang digunakan tidak mampu menahan temperatur kerja nozzle yang tinggi sekitar 800⁰-1200⁰ C (Lapan, 2012). Beberapa penelitian dilakukan untuk meningkatkan performansi nozzle roket. Teknik *Thermal Barrier Coating* (TBC) diberikan pada nozzle dengan menggunakan boron karbida untuk memperoleh ketahanan panas pada suhu 1000 ⁰C (Sugondo, dkk, 2010). Penelitian lainnya dilakukan oleh Lazuardi (2014) dengan memvariasikan komposisi serbuk TBC dengan jarak spray pada proses *coating* dan belum didapatkan hasil *coating* yang optimum.

Sebuah roket diharapkan memiliki beban yang seringan mungkin agar dapat membawa payload secara optimal. Berat total roket terdiri dari 33% berat struktur, 30% berat nozzle, 23% berat bahan bakar, dan 44% berat payload (Sofyan, 2004). Dapat dilihat bahwa berat nozzle menyumbang

proporsi kedua terbesar pada berat total roket tanpa muatan. Sehingga dilakukan beberapa penelitian untuk mendapatkan berat nozzle yang lebih ringan. Penurunan massa nozzle dengan menggunakan material penyusun Alumina dan GFRP adalah sebesar 11,52% (Sauman, 2010). Sementara penurunan massa nozzle jika menggunakan material penyusun Titanium 8-1-1 adalah sebesar 21% dan jika menggunakan material penyusun *Steel 17-7PH* adalah sebesar 38% (Triharjanto, 2009)

Oleh karena itu, diperlukan analisa lebih lanjut untuk menganalisa beban aerodinamika dan termodinamika pada Nozzle roket RX-320 yang menggunakan bahan baja atau *Steel AISI 4340* untuk mengetahui performansi dari nozzle tersebut. Untuk kepentingan Hak Cipta, maka didesain sebuah Nozzle roket dengan geometri berbeda tapi masih berada pada *margin of safety* dari Nozzle RX-320, yaitu Nozzle roket ITS-350. Berdasarkan hasil analisis tersebut dapat dilakukan proses seleksi dan desain dari material penyusun Nozzle roket agar didapat Nozzle dengan performansi yang lebih optimal dan memiliki berat yang lebih ringan.

1.2 Rumusan Masalah

Adapun beberapa permasalahan yang akan diangkat pada Tugas Akhir ini adalah sebagai berikut :

- a. Berapa besar perubahan *mechanical properties* dari Nozzle roket ITS-350 ketika dikenai beban aerodinamika dan termodinamika selama proses peluncuran roket?
- b. Bahan jenis apa yang dapat menggantikan baja AISI 4340 sebagai penyusun Nozzle roket ITS-350 dan dapat menunjukkan performa yang lebih baik dan lebih ringan?

1.3 Tujuan

Adapun tujuan dari dilaksanakannya Tugas Akhir ini adalah :

- a. Menyeleksi material berdasarkan perubahan nilai *strength* material terhadap temperatur sebagai *Thermal Barrier Coating* pada dinding bagian dalam nozzle.
- b. Menyeleksi material berdasarkan perubahan *mechanical properties* dari material tersebut setelah dikenai beban aerodinamika dan termodinamika pada saat peluncuran.
- c. Mendesain nozzle dengan material baru yang dapat menunjukkan performa lebih baik dan lebih ringan sebagai bahan penyusun Nozzle ITS-350.

1.4 Batasan Masalah

Adapun batasan permasalahan dari sistem yang dirancang ini adalah :

- a. Analisa hanya dilakukan pada bagian Nozzle Roket ITS-350.
- b. Pembebanan yang dianalisis pada Nozzle adalah beban termodinamika berupa analisis termal dan beban aerodinamika berupa tekanan dengan rentang nilai yang telah ditentukan.

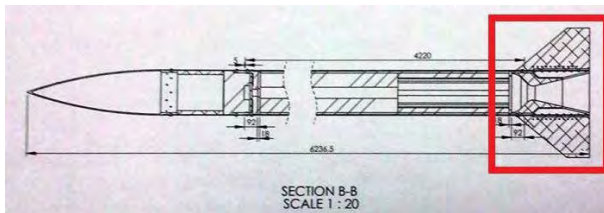
Halaman ini memang dikosongkan.

BAB II

TINJAUAN PUSTAKA

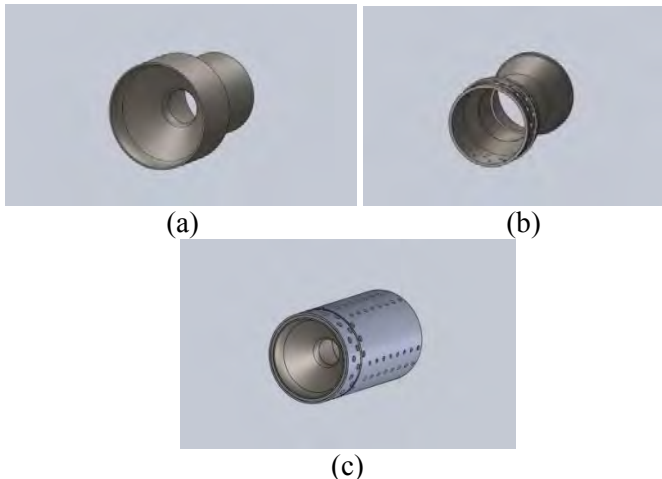
2.1 Nozzle Roket ITS-350

Nozzle merupakan komponen dari sebuah roket yang terletak pada bagian belakang roket sebagai tempat keluarnya gas hasil pembakaran pada internal roket (Carlos, 2015). Gambar 2.1 adalah desain roket secara keseluruhan.



Gambar 2.1 Struktur Roket RX-320 (Lapan, 2007)

Gambar 2.2 adalah desain dari *assembly* nozzle roket ITS-350 yang terdiri atas *Insulator Nozzle* dan *Casing Nozzle*.



Gambar 2.2 Nozzle Roket : a) Insulator Nozzle, b) Casing Nozzle, c) Assembly Nozzle

Nozzle roket adalah bagian motor roket yang berfungsi untuk menimbulkan momentum dari gas hasil pembakaran (Sugondo, dkk, 2010).

Dengan menggunakan material penyusun baja AISI 4340, total massa dari Nozzle roket ITS-350 adalah sebesar 122038,76 gram atau 122,03876 Kilogram. Berikut adalah *mechanical properties* dari baja AISI 4340.

Tabel 2.1. Mechanical Properties Baja AISI 4340

Properties	Nilai	Satuan
Density	7850	Kg/m ³
Yield Strength	710	N/mm ²
Tensile Strength	1110	N/mm ²

2.2 Aliran Fluida pada Nozzle

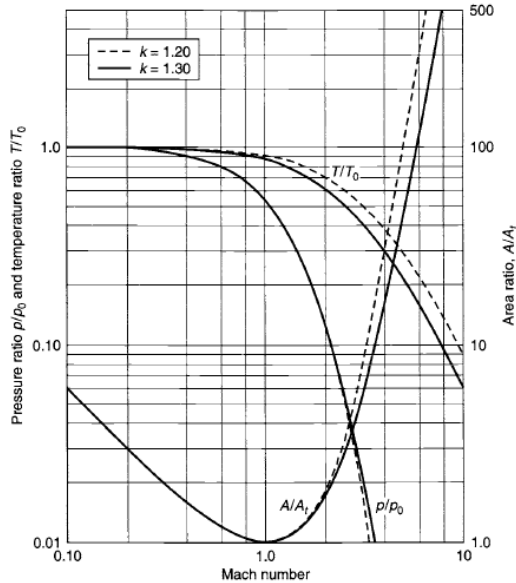
Konsep dari sistem propulsi roket ideal sangat berguna karena prinsip-prinsip dasar termodinamika bisa diekspresikan sebagai persamaan matematika sederhana (Sutton, 2001). Persamaan-persamaan tersebut secara teori mendiskripsikan aliran nozzle yang merupakan idealisasi dan penyederhanaan dari persamaan-persamaan dua dan tiga dimensi dan merupakan keadaan real dari aerotermokimia. Dalam mendesain sebuah roket, terdapat parameter-parameter roket ideal yang kemudian dapat dimodifikasi melalui berbagai koreksi terhadap parameter-parameter tersebut (Law, 2015). Sebuah roket dapat dikatakan ideal apabila asumsi-asumsi berikut berlaku valid bagi roket tersebut (Sutton, 2001) :

- Produk reaksi kimia yang berlangsung di dalam sistem roket bersifat homogen.
- Semua jenis fluida kerja adalah berada pada fase gas. Massa fase fluida terkondensasi (cair dan padat) sangat kecil dan dapat diabaikan dari massa total
- Fluida kerja mematuhi teori kinetik gas ideal.
- Tidak terjadi *heat transfer* pada dinding-dinding roket; oleh karena itu, aliran fluida dikatakan adiabatik.
- Tidak terdapat gaya gesek yang signifikan dan efek dari *boundary layer* dapat diabaikan.

- Tidak terdapat gelombang kejut dan diskontinuitas pada aliran nozzle.
- Aliran dari propelan bersifat *steady* dan konstan. Ekspansi dari fluida kerja bersifat *uniform* dan *steady*, tanpa vibrasi. Efek transien (*start up* dan *shut down*) berdurasi sangat singkat dan dapat diabaikan.
- Semua gas buang yang meninggalkan roket memiliki kecepatan yang bersifat aksial.
- Kecepatan gas, tekanan, temperatur, dan densitas semua bersifat *uniform* pada area normal terhadap sumbu nozzle.
- *Chemical equilibrium* terjadi pada *rocket chamber* dan komposisi gas tidak berubah di dalam nozzle (*frozen flow*)
- Propelan yang tersimpan berada pada suhu kamar. Propelan kryogenik berada pada titik didihnya.

Prinsip dari konservasi energi dapat diaplikasikan pada proses adiabatik di dalam nozzle (Junhui, 2014). Lebih jauh lagi, tanpa gelombang kejut ataupun gesekan, perubahan entropi aliran bernilai nol (Yue, 2014). Konsep entalpi sangat berguna di dalam sistem aliran karena entalpi merepresentasikan energi termal internal dan kerja aliran. Sementara itu, konservasi massa pada aliran *steady* dengan satu inlet dan satu outlet diekspresikan melalui persamaan yang menghubungkan *mass flow rate* pada area nozzle (Yue, 2014).

Selama ekspansi isentropik, yaitu ekspansi dengan nilai entropi yang tetap pada nozzle berlangsung, tekanan menurun secara drastis, dengan temperatur absolut menurun dengan laju yang lebih kecil, dan volume spesifik bertambah (Vahaji, 2012). Kondisi ketika aliran berhenti secara isentropik disebut sebagai kondisi stagnan. Sehingga terdapat properti seperti temperatur stagnan dan tekanan stagnan. Ketika kecepatan lokal gas mendekati nol, maka temperatur lokal dan tekanan akan mendekati temperatur stagnan dan tekanan stagnan (Sutton, 2001).



Gambar 2.3 Hubungan antara rasio area, rasio tekanan, dan rasio temperatur sebagai fungsi dari bilangan Mach di nozzle De Laval untuk area nozzle subsonic dan supersonic (Sutton, 2001)

2.3 Kriteria Runtuh Material

Kriteria runtuh (*failure*) dari suatu material ditentukan berdasarkan hasil-hasil percobaan atau eksperimentasi (Made, dkk, 2014). Ekspresi dari kriteria ini mengandung satu atau lebih parameter sifat mekanik dari batuan dan menjadi sederhana jika dihitung dalam dua dimensi dengan asumsi regangan bidang (*plain strain*) atau tegangan bidang (*plane stress*) (Purba, 2014). Terdapat beberapa jenis kriteria runtuh, yaitu :

- Kriteria runtuh Mohr-Coulomb
- Kriteria luluh (Yield)
- Kriteria runtuh Tresca
- Kriteria runtuh Drucker & Prager
- Kriteria runtuh Von Mises
- Kriteria tegangan tarik maksimum
- Kriteria Griffith

Di antara kriteria runtuh tersebut yang akan digunakan pada penelitian ini adalah kriteria runtuh Mohr-Coulomb yang dapat memberikan nilai faktor keamanan dari suatu material ketika dikenai tegangan (Made, dkk, 2014).

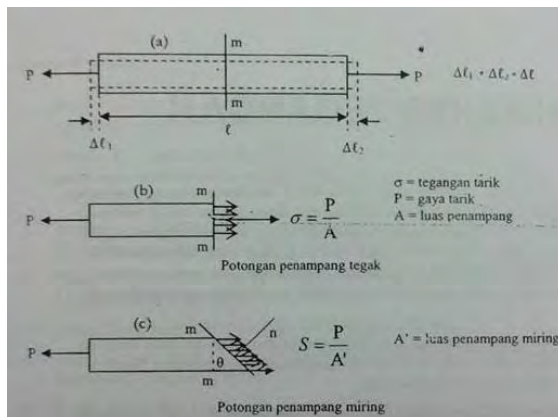
2.3.1 Analisis Tegangan dan Regangan

Tegangan merupakan besaran tensor yang memiliki besar dan arah yang bergantung pada bidang tempat bekerjanya (Eckert, 2015). Jika sebuah batang prisma diberi tarikan dengan gaya yang terbagi rata di sepanjang ujungnya (Gambar 2.4), gaya dalam juga terbagi merata di sepanjang potongan penampang. Tegangan (*stress*) pada potongan penampang tersebut adalah gaya P dibagi dengan luas potongan penampang A .

$$\sigma = \frac{P}{A} \quad (2.1)$$

Regangan (*strain*) dari batang prisma tersebut adalah pertambahan panjang dari batang prisma tersebut dibagi dengan panjang mula-mula

$$\varepsilon = \frac{\Delta l}{l} \quad (2.2)$$



Gambar 2.4 Batang Prisma Mengalami Tarikan (Made, dkk, 2014)

Tegangan pada potongan penampang miring dengan luas penampang $A' = \frac{A}{\cos \theta}$ ada dua buah, yaitu tegangan normal (normal stress) σ_n yang tegak lurus pada bidang potongan dan tegangan geser (shear stress) τ_{nt} yang sejajar pada bidang potongan.

$$S = \frac{P}{A'} = \frac{P}{A} \cos \theta = \sigma \cos \theta$$

$$\sigma_n = S \cos \theta = \sigma \cos^2 \theta = \sigma \frac{1 + \cos 2\theta}{2}$$

$$\tau_{nt} = S \sin \theta = \sigma \cos \theta \sin \theta = \frac{1}{2} \sigma \sin 2\theta \quad (2.3)$$

σ_n maksimum pada $\theta = 0^\circ$ yang besarnya $\sigma_n = \sigma$

τ_{nt} maksimum pada $\theta = 45^\circ$ yang besarnya $\tau_{nt} = \frac{1}{2} \sigma$

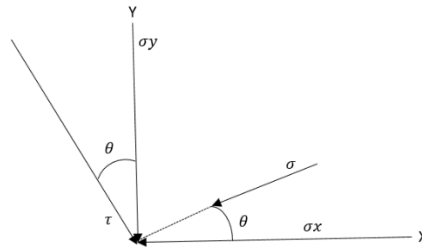
Tegangan bergantung pada :

1. Titik di mana dia dikenakan
2. Orientasi dari luas permukaan di mana dia dikenakan
3. Sistem dari gaya-gaya luar yang dikenakan pada sebuah benda.

Menurut Cauchy, tegangan pada sebuah titik di dalam sebuah objek diasumsikan bersifat kontinyu dan didefinisikan oleh 9 komponen tensor σ_{ij} orde dua yang dikenal sebagai Tensor Tegangan Cauchy. Selain itu, tensor tegangan Cauchy mengikuti hukum transformasi tensor dalam sebuah perubahan sistem koordinat. Representasi grafis dari hukum transformasi ini adalah Lingkaran Mohr untuk tegangan bidang.

Untuk menyederhanakan perhitungan maka kondisi tegangan tiga dimensi disederhanakan menjadi kondisi tegangan dua dimensi. Untuk itu, seperti yang ditunjukkan oleh gambar bujur sangkar dengan sisi yang sangat kecil pada bidang x-y dan tebal t pada gambar 2.5, elemen tersebut mengalami tegangan normal σ_x , σ_y , dan tegangan geser $\tau_{xy} = \tau_{yx}$

Jika bujur sangkar tersebut dibelah diagonal, maka akan ditentukan tegangan normal dan tegangan geser yang bekerja pada sebuah bidang yang normalnya membentuk sudut θ terhadap sumbu x di mana σ_x bekerja. Untuk mempermudah pengertiannya, maka perlu digunakan prinsip kesetimbangan gaya dalam sebuah segitiga yang sangat kecil dengan tebal t.



Gambar 2.5 Elemen Bujursangkar dengan Komponen Tegangan Dua Dimensi (Made, dkk, 2014)

Dengan memperhatikan gambar 2.5, maka panjang sisi segitiga dapat dinyatakan sebagai :

$$AB = a$$

$$OA = a \sin \theta$$

$$OB = a \cos \theta$$

Untuk memenuhi kondisi kesetimbangan, seluruh gaya yang bekerja pada arah σ dan τ dalam keadaan setimbang.

$$\sigma = \sigma_x \cos^2 \theta + \sigma_y \sin^2 \theta + 2 \tau_{xy} \sin \theta \cos \theta \quad (2.4)$$

Dengan memperhatikan persamaan trigonometri berikut ini :

$$\cos^2 \theta = \frac{1}{2} (1 + \cos 2\theta) \quad \sin^2 \theta = \frac{1}{2} (1 - \cos 2\theta)$$

$$\cos^2 \theta + \sin^2 \theta = 1 \quad 2 \sin \theta \cos \theta = \sin 2\theta$$

Maka akan diperoleh beberapa persamaan yaitu :

$$\sigma = \frac{\sigma_x + \sigma_y}{2} + \left(\frac{\sigma_x - \sigma_y}{2} \right) \cos 2\theta + \tau_{xy} \sin 2\theta \quad (2.5)$$

$$\tau = (\sigma_y - \sigma_x) \sin \theta \cos \theta + \tau_{xy} (\cos^2 \theta - \sin^2 \theta) \quad (2.6)$$

Dari persamaan trigonometri berikut maka selanjutnya persamaan tegangan normal dan tegangan geser dapat ditentukan.

Dengan menggunakan sedikit matematika dapat ditunjukkan bahwa σ_1 dan σ_3 dalam bentuk persamaan berikut.

$$\sigma_1 = \frac{1}{2}(\sigma_x + \sigma_y) + \left[\frac{1}{4}(\sigma_x - \sigma_y)^2 + \tau_{xy}^2 \right]^{1/2} \quad (2.7)$$

$$\sigma_3 = \frac{1}{2}(\sigma_x + \sigma_y) - \left[\frac{1}{4}(\sigma_x - \sigma_y)^2 + \tau_{xy}^2 \right]^{1/2} \quad (2.8)$$

Dengan memperhatikan kembali persamaan untuk menghitung σ dan τ , maka kedua persamaan tersebut dapat ditulis kembali dengan menempatkan semua 2θ di sebelah kanan seperti pada berikut ini.

$$\sigma - \frac{\sigma_x + \sigma_y}{2} = \left(\frac{\sigma_x - \sigma_y}{2} \right) \cos 2\theta + \tau_{xy} \sin 2\theta \quad (2.9)$$

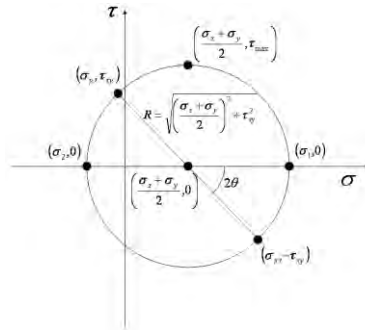
$$\tau = - \left(\frac{\sigma_x - \sigma_y}{2} \right) \sin 2\theta + \tau_{xy} \cos 2\theta \quad (2.10)$$

Kemudian dilakukan penguadratan terhadap kedua persamaan tersebut di atas. Penjumlahan kedua hasil persamaan hasil penguadratan menghasilkan persamaan berikut

$$\left(\sigma - \frac{\sigma_x + \sigma_y}{2} \right)^2 + \tau^2 = \left(\frac{\sigma_x - \sigma_y}{2} \right)^2 + \tau_{xy}^2 \quad (2.11)$$

Sebenarnya persamaan tersebut merupakan persamaan lingkaran yang bentuk umumnya adalah $(x-a)^2 + (y-b)^2 = R^2$, dengan sistem sumbu σ , τ , dan titik pusat dan jari-jarinya adalah sebagai berikut :

$$\left[\left(\frac{\sigma_x + \sigma_y}{2} \right), 0 \right] \text{ dan } \sqrt{\left(\frac{\sigma_x - \sigma_y}{2} \right)^2 + \tau_{xy}^2} \quad (2.12)$$



Gambar 2.6 Lingkaran Mohr (Made, dkk, 2014)

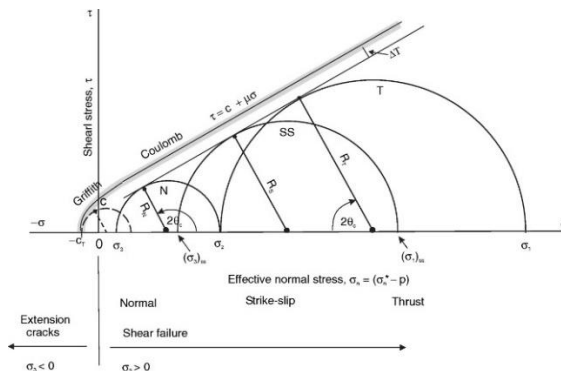
2.3.2 Teori Mohr

Teori Mohr menganggap bahwa untuk suatu keadaan tegangan $\sigma_1 > \sigma_2 > \sigma_3$, maka tegangan menengah (*intermediate stress*) tidak mempengaruhi keruntuhan batuan dan kuat tarik tidak sama dengan kuat tekan (Made, dkk, 2014). Teori ini didasarkan pada hipotesa bahwa tegangan normal dan tegangan geser yang bekerja pada bidang runtuh (*rupture*) memainkan peranan pada proses keruntuhan batuan.

Untuk beberapa bidang runtuh di mana tegangan normal sama besarnya, maka bidang yang paling lemah adalah bidang yang mempunyai tegangan geser paling besar (Eckert, 2015). Sehingga kriteria Mohr dapat ditulis sebagai berikut,

$$\tau = f(\sigma)$$

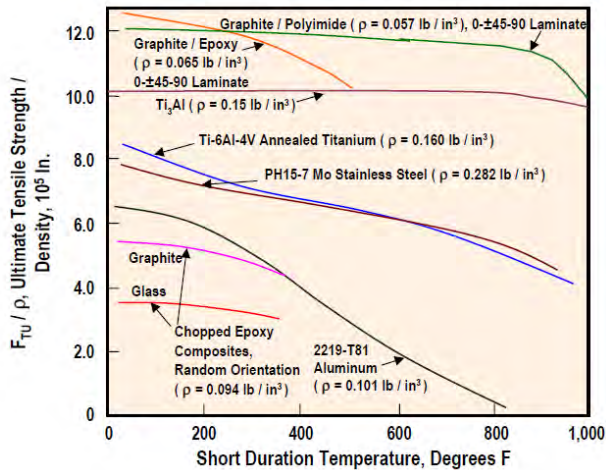
Untuk kondisi tegangan sebagai berikut $\sigma_1 > \sigma_2 > \sigma_3$ yang diposisikan pada bidang (σ, τ) , terlihat bahwa lingkaran Mohr (σ_1, σ_3) mempengaruhi kriteria runtuh. Runtuh akan terjadi ketika lingkaran Mohr menyinggung kurva Mohr (kurva instrinsik) dan lingkaran tersebut disebut lingkaran atau selubung keruntuhan.



Gambar 2.7 Kurva Mohr (Made, dkk, 2014)

Kurva Mohr tidak dapat dinyatakan dengan sebuah rumus yang sederhana karena diperoleh dari hasil pengujian triaksial pada beberapa contoh material utuh pada berbagai kondisi tegangan pemampatan hingga runtuh dan dengan menggambarkan selubung

yang tinggi. Kemampuan material untuk memiliki nilai kekuatan yang sama pada perubahan suhu yang tinggi sangat dibutuhkan karena suhu nozzle roket pada saat peluncuran yang sangat tinggi.

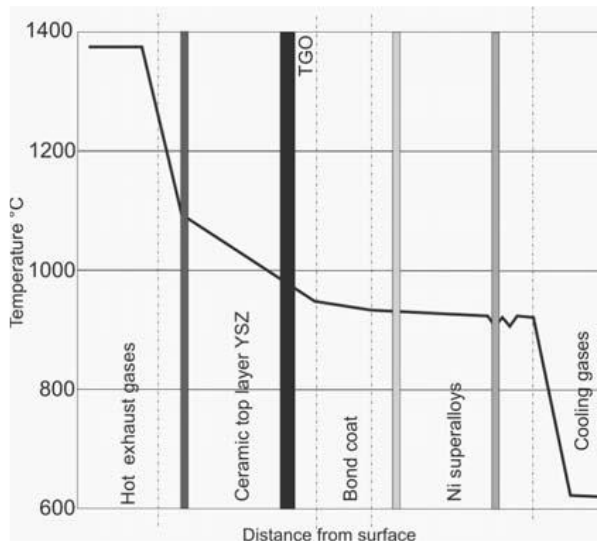


Gambar 2.9 Diagram Ketahanan Material pada Suhu Tinggi (Sutton, 2001)

2.5 Thermal Barrier Coating

Thermal Barrier Coating (TBC) adalah material yang dapat memberikan perlindungan terhadap paparan temperatur yang tinggi, memiliki tingkat adhesi, stabilitas termal dan sifat menghambat panas yang tinggi (Lyukshin, 2015). Dengan sifatnya yang dapat menghambat panas, TBC dapat membuat umur pakai dari Ni-Base *Superalloys* lebih panjang. Hal tersebut disebabkan karena TBC akan mengurangi *thermal fatigue* pada material (Pint, 1999).

Thermal Barrier Coating biasanya terdiri atas empat lapisan, yaitu zona keramik luar, *Bond Coat*, lapisan *barrier oxides*, dan *superalloy* (Moscal, 2009). Gambar 2.10 menunjukkan distribusi temperatur pada suatu material yang telah dilapisi dengan TBC.



Gambar 2.10 Distribusi Temperatur pada Permukaan dari Suatu Elemen Setelah Menggunakan Pelapis TBC (Moscal,2009)

BAB III METODOLOGI PENELITIAN

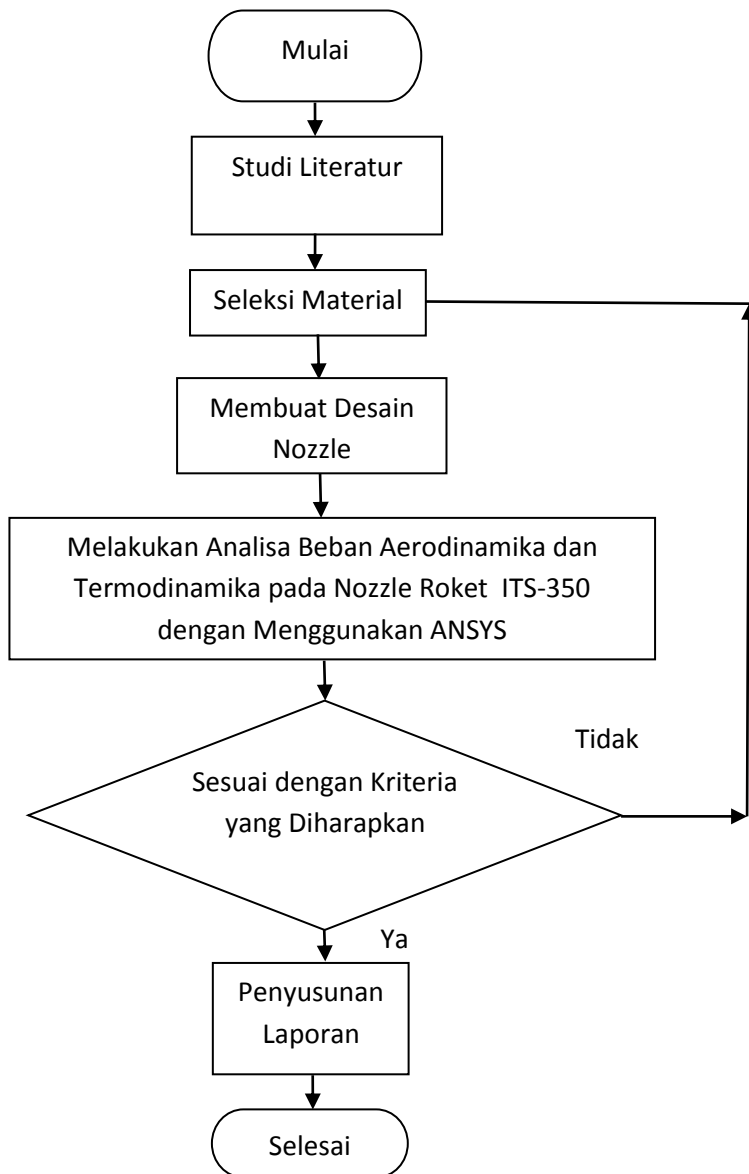
3.1 Diagram Alir Penelitian

Tugas akhir ini berupa seleksi material yang memiliki performansi lebih baik dibandingkan dengan Baja AISI 4340 ketika dikenai beban aerodinamika (tekanan) dan termodinamika (temperatur) dengan alur penelitian yang ditunjukkan pada gambar 3.1. Untuk itu, perlu dilakukan pemodelan beban tekanan dan temperatur yang terdistribusi di bagian dalam nozzle roket ketika peluncuran berlangsung. Beban-beban tersebut terjadi karena adanya *mass flow* dari propelan roket yang mengakibatkan tekanan pada dinding nozzle dan temperatur dengan nilai tertentu. Nilai-nilai tersebut selanjutnya divariasikan dengan tiga nilai temperatur (2000 °C, 2500 °C, dan 3000 °C) dan tiga nilai tekanan (60 Bar, 80 Bar, dan 100 Bar) sehingga akan didapatkan sembilan variasi tekanan dan temperatur (gambar 3.2). Pemilihan variasi tersebut didasarkan pada rentang temperatur dan tekanan yang telah diuji sebelumnya pada uji statik.

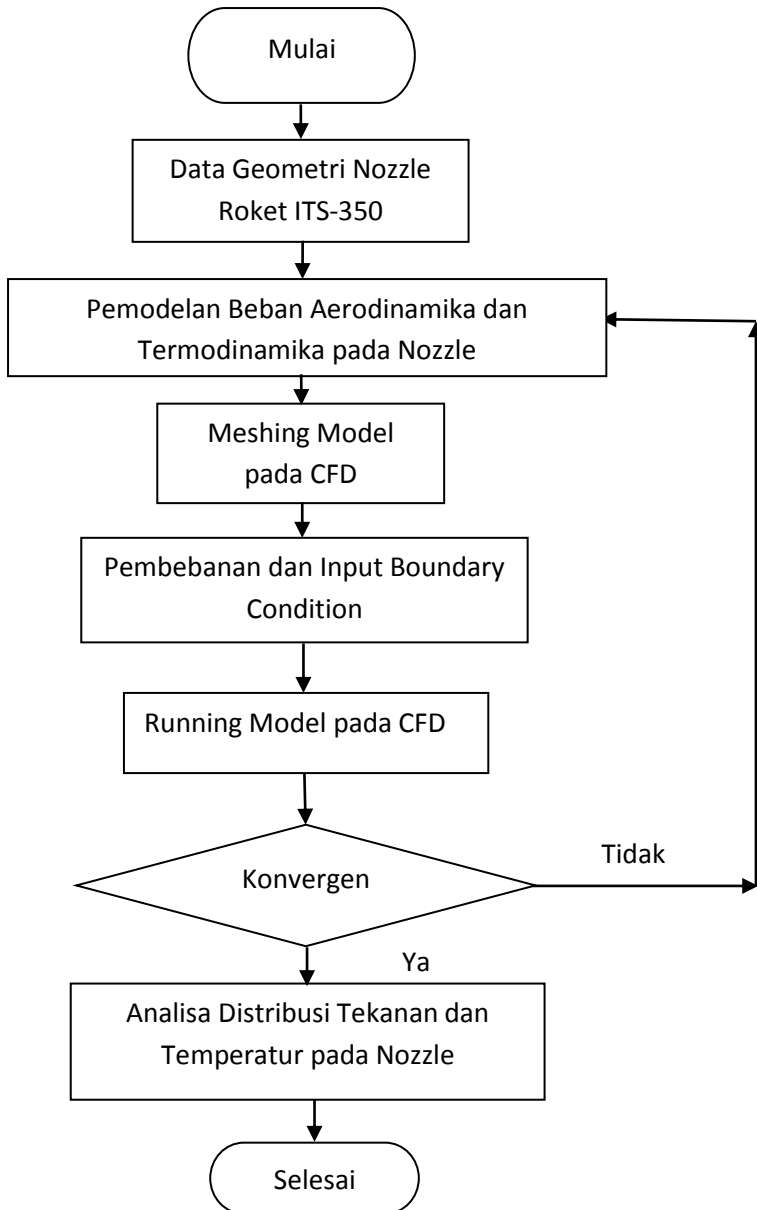
Pemodelan beban aerodinamika dan termodinamika dilakukan pada *software* Ansys *Computational Fluid Dynamics* (CFD). Dari pemodelan pada CFD tersebut akan didapatkan distribusi tekanan dan temperatur di bagian dalam nozzle yang merupakan beban terhadap dinding nozzle.

Tahap selanjutnya adalah menganalisis *maximum principal strain* dan *minimum safety factor* dari nozzle ketika dikenai beban-beban yang telah didapatkan dari CFD. Pada tahap ini, digunakan *software* Ansys *Static Structural* dengan cara melakukan *import* beban dari CFD ke *Static Structural*.

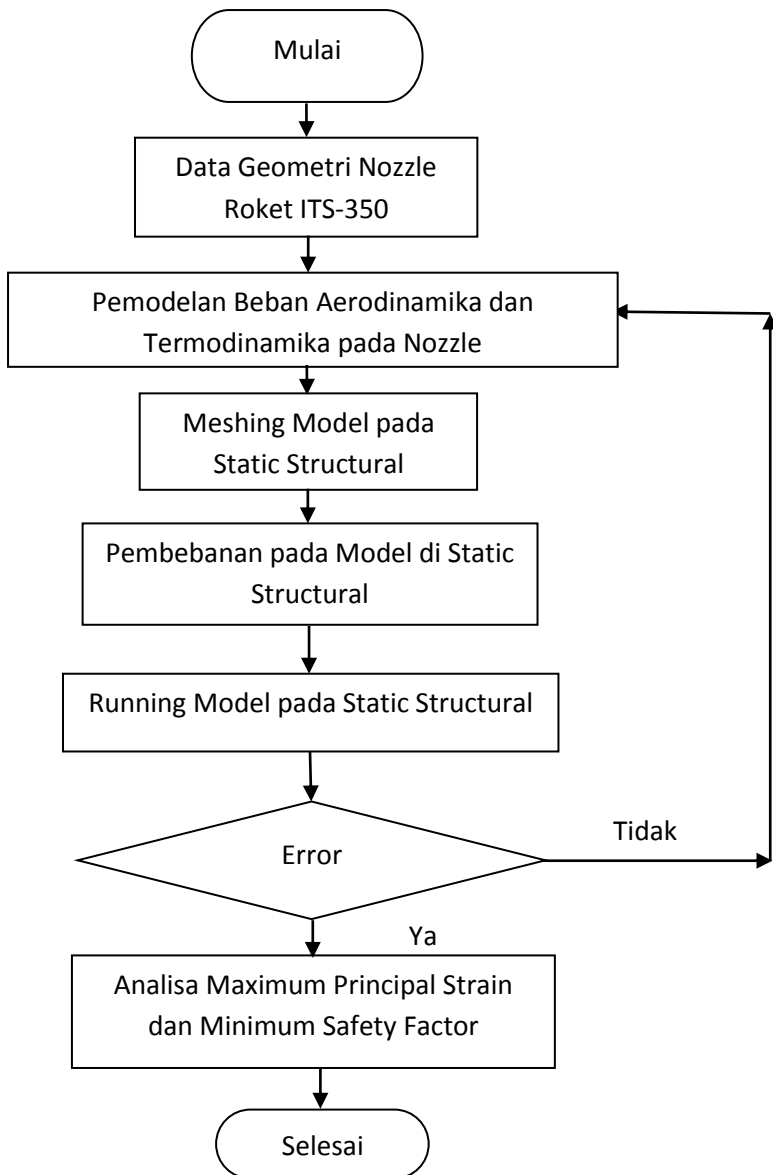
Tahap terakhir adalah membandingkan massa, respon *maximum principal strain*, dan *minimum safety factor* dari desain-desain nozzle yang dibuat untuk dicari desain yang memiliki performansi terbaik (gambar 3.3).



Gambar 3.1 Flowchart Penelitian Tugas Akhir



Gambar 3.2 Flowchart Pemodelan Beban pada CFD



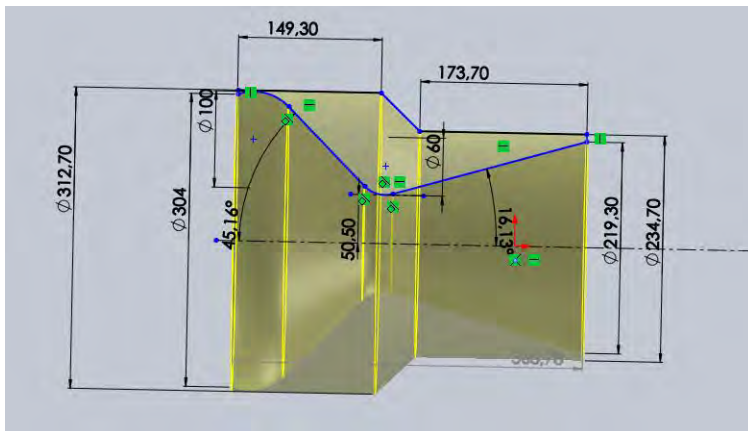
Gambar 3.3 Flowchart Pemodelan Static Structural

3.2 Pengumpulan Data

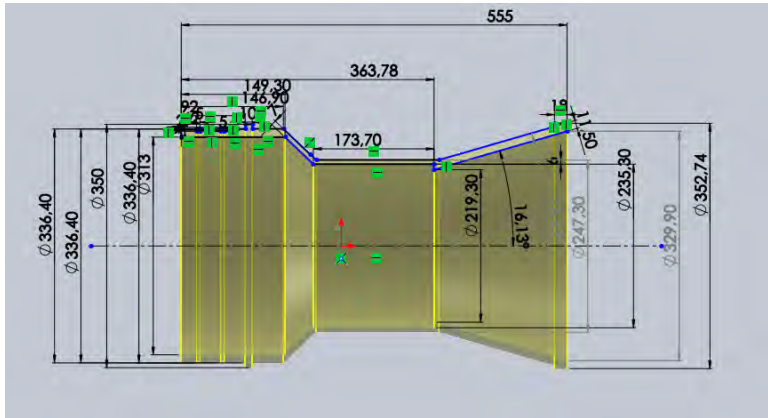
Adapun data yang digunakan dalam penelitian ini adalah data geometri nozzle, data *mechanical properties* dari Baja AISI 4340, dan data beban aerodinamika dan termodinamika pada nozzle roket.

3.2.1 Data Geometri nozzle

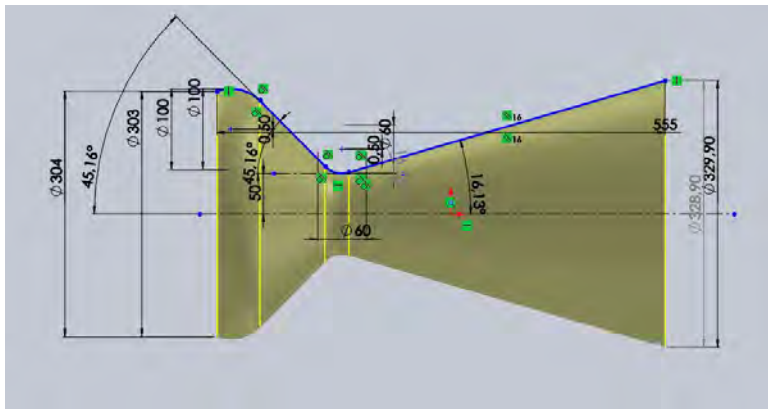
Terdapat dua jenis desain nozzle yang akan digunakan, yaitu nozzle tanpa *Thermal Barrier Coating* (TBC) dan nozzle dengan TBC. Sebagai mana telah dijelaskan sebelumnya, nozzle terdiri atas insulator nozzle dan casing nozzle. Berikut adalah geometri nozzle dan TBC yang digunakan untuk melapisi bagian dalam nozzle.



Gambar 3.4 Geometri Insulator Nozzle



Gambar 3.5 Geometri Casing Nozzle



Gambar 3.6 Geometri Thermal Barrier Coating

3.2.2 Data Sifat Mekanik Baja AISI 4340

Data sifat mekanik dari Baja AISI 4340 dibutuhkan sebagai material penyusun nozzle yang didesain oleh LAPAN sebagai *variable control*. Tabel 3.1 menunjukkan nilai-nilai sifat mekanik dari Baja AISI 4340 :

Tabel 3.1 Sifat Mekanik Baja AISI 4340 (Handbook of Material)

Property	Value	Units
Poisson's Ratio	0,32	N/A
Shear Modulus	80000	Mpa
Density	7850	Kg/m ³
Tensile Strength	1110	Mpa
Compressive Strength	710	MPa
Yield Strength	710	Mpa
Thermal Expansion Coefficient	1,23e-005	/K
Thermal Conductivity	44,5	W/(m.K)
Spesific Heat	475	J/(Kg.K)

3.2.3 Data Beban Aerodinamika dan Termodinamika

Dalam penelitian ini disimulasikan beban tekanan dan temperatur dengan nilai yang sesuai pada saat peluncuran roket. Nilai yang digunakan ditujukan untuk menganalisa lebih lanjut respon material nozzle ketika dikenai *range* beban yang lebar. Sehingga digunakan nilai-nilai pada tabel 3.2.

Tabel 3.2 Data Beban Aerodinamika dan Termodinamika (Lapan, 2013)

Temperatur (°C)	Tekanan (Bar)	Mass Flow (Kg/s)
2000	60	28,659
	80	28,659
	100	28,659
2500	60	28,659
	80	28,659
	100	28,659
3000	60	28,659
	80	28,659
	100	28,659

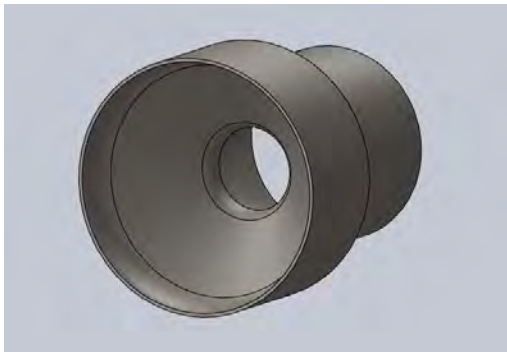
3.3 Pemodelan Beban Aerodinamika dan Termodinamika Menggunakan Computational Fluid Dynamics

Pemodelan beban aerodinamika dan termodinamika dilakukan dengan menggunakan software Ansys CFD. Data yang diperoleh sebelumnya adalah berupa data tekanan dan temperatur pada ujung awal nozzle dan data aliran massa dari propelan yang mengalir melewati nozzle. Selanjutnya akan diperoleh distribusi tekanan dan temperatur pada seluruh bagian dari nozzle.

3.3.1 Pembuatan Geometri Nozzle

Telah dijelaskan sebelumnya di atas bahwa nozzle memiliki dua bagian, yaitu Insulator Nozzle dan Casing Nozzle. Selain itu, beberapa desain yang akan digunakan dalam penelitian menggunakan Thermal Barrier Coating sebagai insulator bagian dalam nozzle. Beban tekanan dan temperatur pada nozzle diakibatkan oleh fluida yang mengalir pada bagian dalam nozzle, sehingga perlu didesain geometri yang sesuai dengan bagian dalam nozzle sebagai *fluid domain*.

Geometri pertama yang dibuat adalah Insulator Nozzle yang detail geometrinya telah ditampilkan di atas. Kemudian setelah dilakukan desain di *software solidwork* dengan ukuran-ukuran yang sama selanjutnya dilakukan *revolve base*. *Revolve base* dilakukan untuk membuat desain dua dimensi menjadi tiga dimensi.



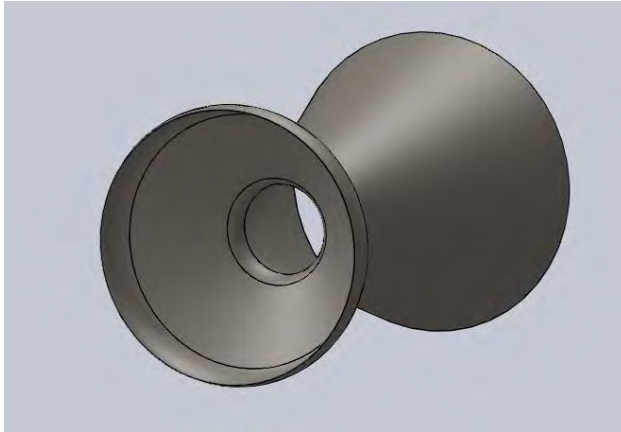
Gambar 3.7 Insulator Nozzle

Desain selanjutnya yang dibuat adalah desain Casing Nozzle. Casing Nozzle adalah bagian di antara Insulator Nozzle dan Tabung Fin. Fungsi dari Casing Nozzle adalah untuk menyelubungi Insulator Nozzle. Setelah dilakukan desain dengan ukuran-ukuran yang telah dijelaskan di atas selanjutnya dilakukan *revolve base* pada *software solidwork*.



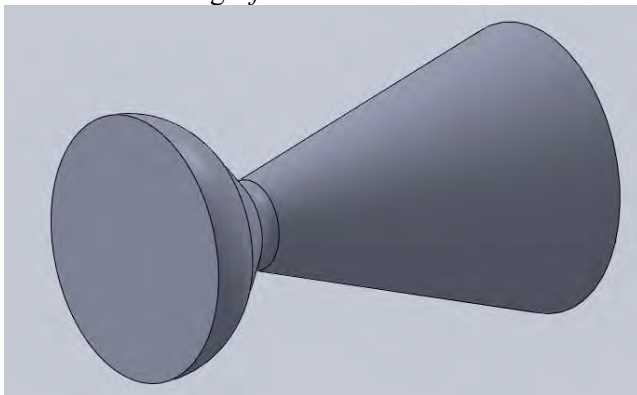
Gambar 3.8 Casing Nozzle

Kemudian dibuat desain *Thermal Barrier Coating* (TBC) yang akan digunakan pada beberapa desain pada penelitian. TBC merupakan bagian yang digunakan untuk menginsulasi bagian dalam nozzle. Insulasi tersebut dilakukan untuk menekan laju konduksi dari panas yang disebabkan oleh beban temperatur pada fluida. Setelah dilakukan proses desain kemudian akan diperoleh struktur TBC.



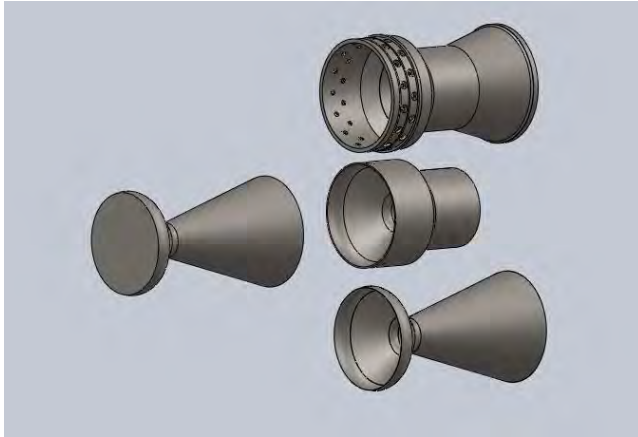
Gambar 3.9 Thermal Barrier Coating

Beban tekanan dan temperatur disebabkan oleh aliran fluida dari propelan yang mengalir pada nozzle. Sehingga perlu dilakukan pemodelan bagian internal dari nozzle yang selanjutnya akan didefinisikan sebagai *fluid domain*.

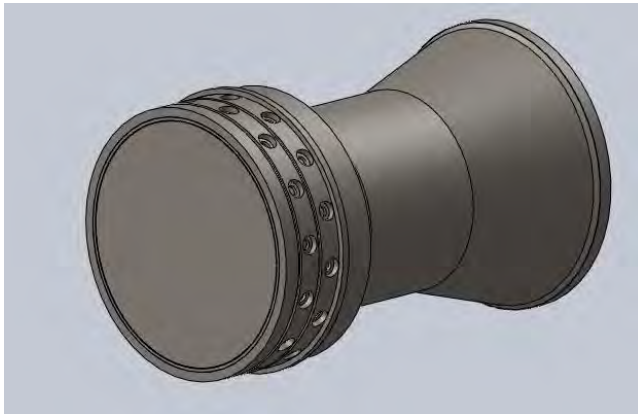


Gambar 3.10 Fluid Domain

Tahap selanjutnya adalah menyatukan seluruh desain partisi di atas menjadi keseluruhan nozzle yang siap untuk dianalisa pada CFD. Proses ini disebut dengan *assembly*. *Assembly* dilakukan pada *software solidwork assembly*.



Gambar 3.11 Insert Parts

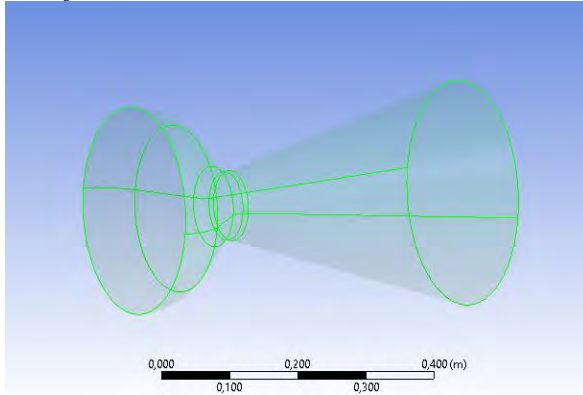


Gambar 3.12 Nozzle

3.3.2 Meshing Fluid Domain

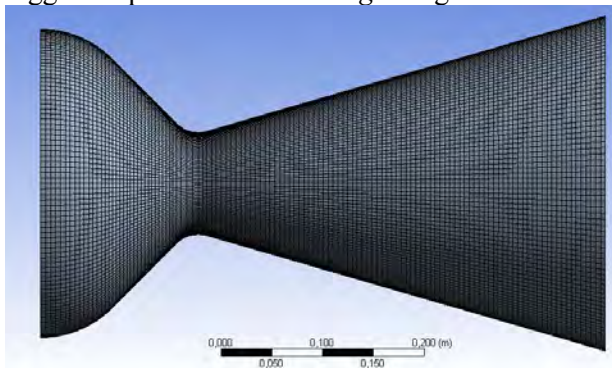
Meshing merupakan proses untuk membagi geometri desain yang telah dibuat menjadi bagian-bagian kecil yang disebut dengan node. Distribusi tekanan dan temperatur akan dihitung dari nilai-nilai tekanan dan temperatur di setiap node-node tersebut. Semakin kecil jarak antara satu node dengan node lainnya akan membuat hasil perhitungan menjadi lebih akurat namun akan membuat proses perhitungan menjadi lebih berat.

Pada CFD akan dianalisa beban tekanan dan temperatur yang diakibatkan oleh fluida yang mengalir pada bagian dalam nozzle. Sehingga *meshing* hanya akan dilakukan pada *fluid domain* terlebih dahulu dengan cara melakukan *suppress* pada bagian selain *fluid domain*.



Gambar 3.13 Fluid Domain Sebagai Fluida

Pada tugas akhir ini akan digunakan tipe *meshing tetahedral* yang sangat sesuai untuk diterapkan pada geometri yang kompleks. Ukuran minimal dari *meshing* diatur pada $5E-003$ m. Sehingga didapatkan hasil *meshing* sebagai berikut.



Gambar 3.14 Meshing Fluid Domain

3.3.3 Boundary Conditions

Setelah selesai dilakukan *meshing* pada *fluid domain*, tahap selanjutnya adalah menentukan *boundary conditions* dari data yang tersedia sebelumnya. Pada model digunakan *Energy-On* dan *Viscous – Standard $k-\epsilon$, standard wall fin*. Kemudian didefinisikan inlet adalah berupa *mass flow* dan outlet adalah *pressure outlet*.

Mass-Flow Inlet

Zone Name
inlet

Momentum | Thermal | Radiation | Species | DPM | Multiphase | UDS

Reference Frame: Absolute

Mass Flow Specification Method: Mass Flow Rate

Mass Flow Rate (kg/s): 28.659 constant

Supersonic/Initial Gauge Pressure (pascal): 6000000 constant

Direction Specification Method: Direction Vector

Coordinate System: Cartesian (X, Y, Z)

X-Component of Flow Direction: 1 constant

Y-Component of Flow Direction: 0 constant

Z-Component of Flow Direction: 0 constant

Turbulence

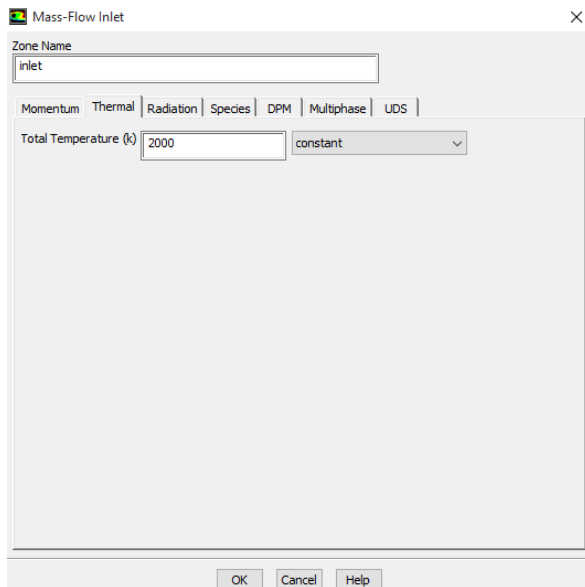
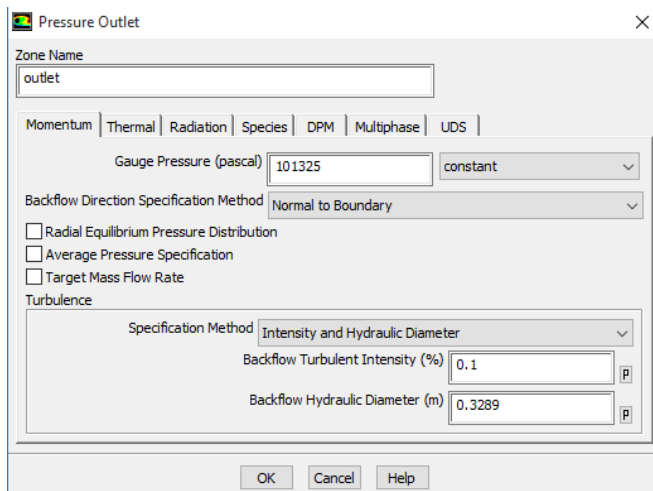
Specification Method: Intensity and Hydraulic Diameter

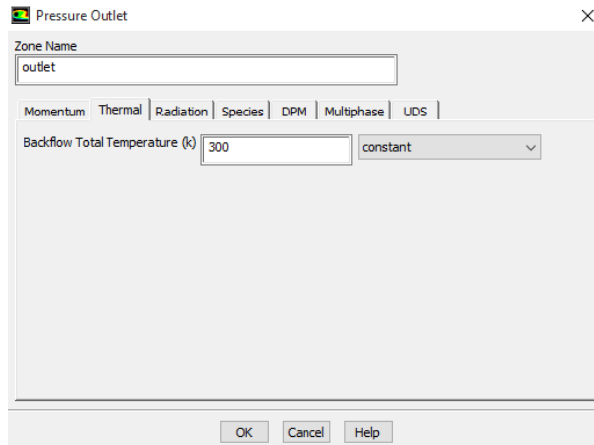
Turbulent Intensity (%): 0.1 p

Hydraulic Diameter (m): 0.303 p

OK Cancel Help

Gambar 3.15 Boundary Condition Inlet P = 60 Bar

Gambar 3.16 Boundary Condition Inlet $T = 2000$ KGambar 3.17 Boundary Condition Outlet $P = 1$ atm

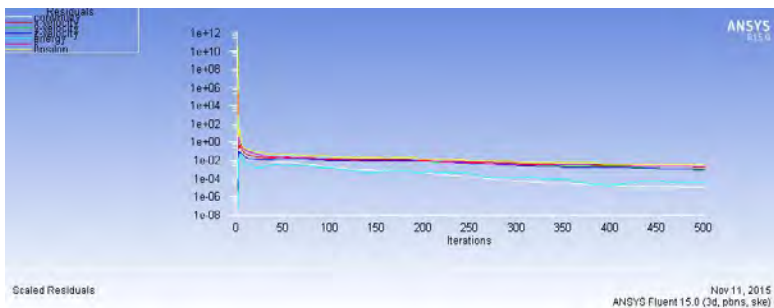


Gambar 3.18 Boundary Condition Outlet $T = 300$ K

Kemudian setelah dilakukan penentuan *boundary conditions* dilakukan *solution initialization* terhadap seluruh bagian *fluid domain* sebagai persiapan untuk melakukan kalkulasi.

3.3.4 Iterasi

Setelah dilakukan *solution initialization* tahap terakhir adalah melakukan kalkulasi atau iterasi. *Running* iterasi pada CFD didasarkan pada persamaan-persamaan fluida dan data input *boundary conditions* yang telah diberikan sebelumnya.



Gambar 3.19 Proses Iterasi

Proses iterasi dilakukan hingga konvergen yaitu ditandai dengan nilai RMS di bawah $1\text{E-}04$. Kemudian setelah proses iterasi selesai akan didapatkan distribusi tekanan dan temperatur di seluruh bagian dari *fluid domain* yang selanjutnya akan menjadi beban pada dinding-dinding nozzle.

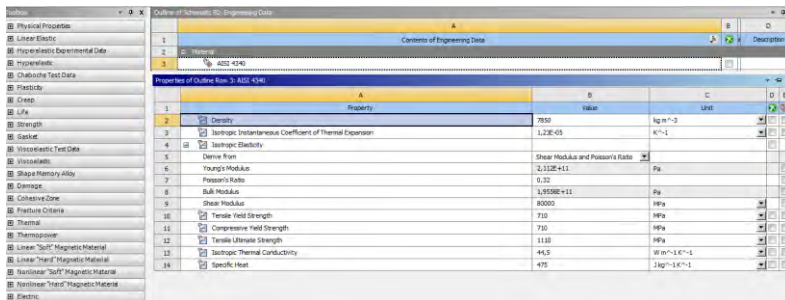
3.4 Analisis Static Structural

Setelah didapatkan distribusi beban tekanan dan temperatur pada CFD, tahap selanjutnya adalah menerapkan beban-beban tersebut pada struktur nozzle untuk kemudian didapatkan hasil analisa berupa *strain* dan *safety factor*.

Analisis *static structural* dimulai dengan mengedit *engineering data* yaitu proses input data *mechanical properties* dari material yang akan diuji. Selanjutnya adalah mendefinisikan geometri, *meshing*, input beban, lalu kemudian *running*.

3.4.1 Engineering Data

pada bagian engineering data dilakukan input mechanical properties dari material yang akan menjadi penyusun dari struktur nozzle.



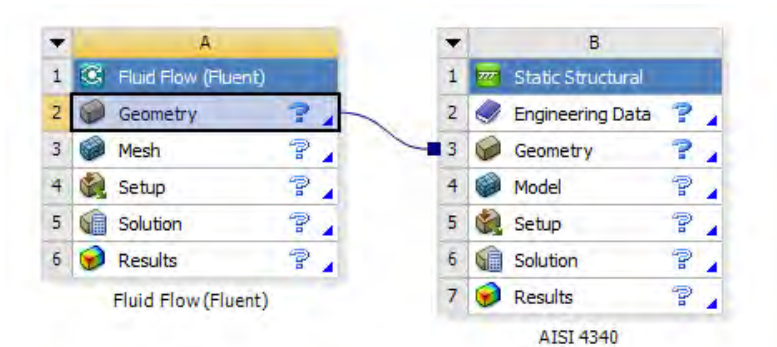
The screenshot shows the ANSYS Workbench Engineering Data interface. The left sidebar lists various material categories like Physical Properties, Linear Elastic, Hyperelastic, etc. The main window displays the 'Properties of Outline Item: 3: A002: 4340'. Below this, a table lists material properties with columns for Property, Value, and Unit. The properties include Density, Isotropic Interference Coefficient of Thermal Expansion, Isotropic Elasticity, Shear Modulus and Poisson's Ratio, Young's Modulus, Poisson's Ratio, Bulk Modulus, Shear Modulus, Tensile Yield Strength, Compressive Yield Strength, Tensile Ultimate Strength, Isotropic Thermal Conductivity, and Specific Heat.

Property	Value	Unit
Density	7850	kg m^{-3}
Isotropic Interference Coefficient of Thermal Expansion	$1.2\text{E-}05$	K^{-1}
Isotropic Elasticity		
Shear Modulus and Poisson's Ratio		
Young's Modulus	$2.11\text{E}+11$	Pa
Poisson's Ratio	0.33	
Bulk Modulus	$1.659\text{E}+11$	Pa
Shear Modulus	80000	MPa
Tensile Yield Strength	730	MPa
Compressive Yield Strength	730	MPa
Tensile Ultimate Strength	1130	MPa
Isotropic Thermal Conductivity	44.5	$\text{W m}^{-1}\text{K}^{-1}$
Specific Heat	475	$\text{J kg}^{-1}\text{K}^{-1}$

Gambar 3.20 Engineering Data

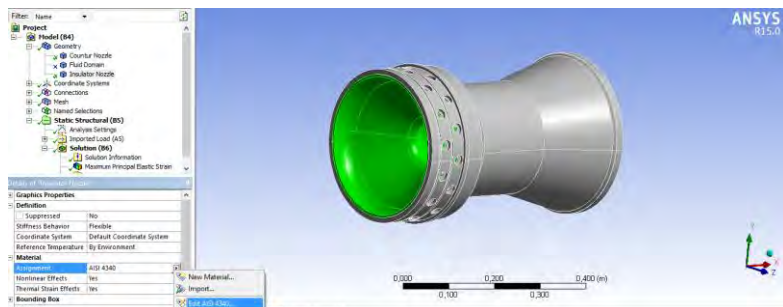
3.4.2 Geometri Struktur

Pada tahap geometri ini dilakukan *share geometry* dari geometri pada CFD ke geometri pada *static structural*. Hal ini dilakukan agar struktur geometri dan sistem koordinat beban yang digunakan tidak berubah-ubah.



Gambar 3.21 Share Geometry

Setelah dilakukan *share geometry* maka *geometry* di static structural akan didapatkan lagi struktur nozzle secara keseluruhan bersama dengan *fluid domain*. Akan tetapi, karena yang akan dianalisis adalah nilai *strain* dan *safety factor* pada struktur nozzle, maka akan dilakukan *suppress* pada *fluid domain* sehingga yang dianalisis hanya struktur nozzle. Selain itu didefinisikan juga material penyusunnya adalah AISI 4340 seperti yang telah diinput pada tahap *engineering data*.



Gambar 3.22 Geometri Nozzle di Static Structural

3.4.3 Meshing Nozzle

Setelah dilakukan input geometri dan pendefinisian material yang digunakan pada nozzle, tahap selanjutnya adalah melakukan *meshing* terhadap struktur nozzle. *Meshing* hanya

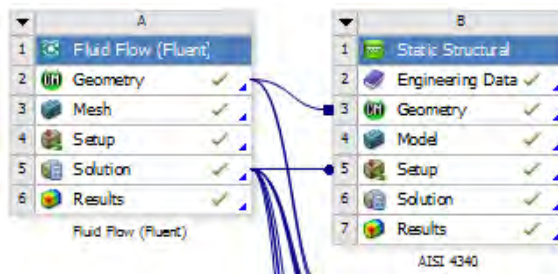
dilakukan pada struktur nozzle karena analisis hanya difokuskan pada struktur nozzle. Selain itu, struktur *meshing* yang digunakan adalah struktur tetrahedral yang sangat sesuai dengan bentuk geometri kompleks dan dengan ukuran minimum $9E-003$ m.



Gambar 3.23 Meshing Nozzle pada Static Structural

3.4.4 Transfer Beban

Tahap selanjutnya pada pemodelan *static structural* adalah dengan melakukan transfer beban dari CFD menuju *static structural*. Distribusi beban tekanan dan temperatur yang telah diperoleh dari CFD selanjutnya akan digunakan sebagai input beban pada nozzle. Transfer beban dilakukan dengan menghubungkan *solution* pada CFD ke *setup* pada *static structural*.



Gambar 3.24 Transfer Beban

3.5 Seleksi Material

Tujuan dari penelitian ini adalah didapatkannya material penyusun nozzle yang memiliki massa lebih ringan dan dapat menunjukkan performansi yang lebih baik jika dibandingkan dengan Baja AISI 4340. Untuk itu perlu dilakukan seleksi material untuk mendapatkan material dengan kriteria yang diharapkan.

Seleksi material dilakukan dengan menggunakan *Ashby Material Selection Charts* dan diagram perubahan strength material terhadap temperatur. Pada proses seleksi material digunakan diagram seleksi *strength-density* yaitu diagram yang menunjukkan distribusi material dengan perbandingan kekuatan dan massa jenisnya.

Selanjutnya diperoleh dua material yang memiliki massa jenis lebih kecil dibandingkan dengan AISI 4340 tetapi memiliki nilai *strength* yang lebih besar, yaitu Titanium dan Komposit. Titanium yang akan digunakan adalah Ti-13V-11Cr-3Al dan Komposit yang akan digunakan adalah Carbon Fiber Reinforced Polymer (CFRP) IM7.

Seleksi untuk material yang akan digunakan sebagai TBC menggunakan perubahan *strength* material terhadap temperatur. Kriteria material yang dapat dijadikan TBC adalah material yang memiliki nilai konduktivitas rendah sehingga dapat mengisolasi panas.

Dari diagram perubahan *strength* material terhadap temperatur diperoleh dua material yang akan digunakan sebagai TBC, yaitu Zirkonium Dioksida dari jenis keramik dan Kapton dari jenis Polymide. Selain itu dibuat juga desain dengan TBC terbuat dari Grafit sebagai pembanding terhadap desain nozzle yang pertama.

Tabel 3.3 hingga tabel 3.7 menunjukkan *mechanical properties* dari material-material yang telah diseleksi di atas.

Tabel 3.3 Sifat Mekanik Ti-13V-11Cr-3Al (Handbook of Material)

Property	Value	Units
Poisson's Ratio	0,3	N/A
Shear Modulus	43000	Mpa
Density	4820	Kg/m ³
Tensile Strength	1300	Mpa
Compressive Strength	1300	MPa
Yield Strength	1460	Mpa
Thermal Expansion Coefficient	9,4e-006	/K
Thermal Conductivity	6,9	W/(m.K)
Spesific Heat	545	J/(Kg.K)

Tabel 3.4 Sifat Mekanik CFRP IM7 (Handbook of Material)

Property	Value	Units
Poisson's Ratio	0,32	N/A
Shear Modulus	5590	Mpa
Density	1780	Kg/m ³
Tensile Strength	5655	Mpa
Compressive Strength	2723	MPa
Yield Strength	1689	Mpa
Thermal Expansion Coefficient	6,4e-007	/K
Thermal Conductivity	5,4	W/(m.K)
Spesific Heat	0,21	Cal/g.c

Tabel 3.5 Sifat Mekanik Zirkonium Dioxida (Handbook of Material)

Property	Value	Units
Poisson's Ratio	0,22	N/A
Shear Modulus	53400	Mpa
Density	5000	Kg/m ³
Tensile Strength	150	Mpa
Compressive Strength	1200	MPa
Yield Strength	-	Mpa
Thermal Expansion Coefficient	2,3e-006	/K

Property	Value	Units
Thermal Conductivity	1,7	W/(m.K)
Spesific Heat	420	J/(Kg.K)

Tabel 3.6 Sifat Mekanik Kapton (Handbook of Material)

Property	Value	Units
Poisson's Ratio	0,34	N/A
Young's Modulus	2500	Mpa
Density	1420	Kg/m ³
Tensile Strength	231	Mpa
Compressive Strength	69	MPa
Yield Strength	60	Mpa
Thermal Expansion Coefficient	2e-005	/K
Thermal Conductivity	0,12	W/(m.K)
Spesific Heat	1,09	J/(Kg.K)

Tabel 3.7 Sifat Mekanik Grafit (Handbook of Material)

Property	Value	Units
Poisson's Ratio	0,28	N/A
Young's Modulus	4800	Mpa
Density	2240	Kg/m ³
Tensile Strength	100,826	Mpa
Compressive Strength	200	MPa
Yield Strength	120,594	Mpa
Thermal Expansion Coefficient	1,2e-006	/K
Thermal Conductivity	168	W/(m.K)
Spesific Heat	712	J/(Kg.K)

Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB IV

HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1 Beban Aerodinamika dan Termodinamika

Ketika bahan bakar roket (propelan) yang berasal dari *rocket chamber* terbakar dan keluar melalui nozzle untuk memberikan gaya *thrust* pada roket, aliran massa dari propelan tersebut akan memberikan beban pada nozzle roket. Beban tersebut adalah beban aerodinamika yang berupa tekanan dan beban termodinamika yang berupa temperatur.

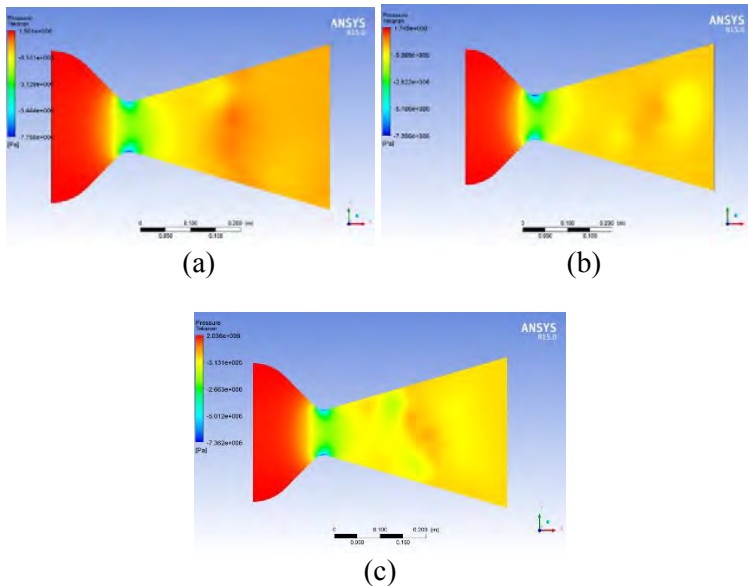
Melalui analisa fluida yang telah dilakukan sebelumnya pada *Computational Fluid Dynamics* (CFD) telah didapatkan distribusi tekanan dan temperatur pada nozzle Roket ITS-350. Simulasi dilakukan pada tiga variasi tekanan dan tiga variasi temperatur sehingga didapatkan sembilan hasil variasi distribusi tekanan dan temperatur.

Selanjutnya distribusi tekanan dan temperatur tersebut akan bertindak sebagai beban pada analisis *static structural*. Beban tekanan dan temperatur tersebut akan mengakibatkan regangan atau *strain* pada struktur nozzle. Seperti yang dijelaskan pada bab sebelumnya bahwa terdapat beberapa arah *strain*. *Maximum principal strain* dipilih karena searah dengan tekanan yang menentukan kegagalan material sesuai dengan Teori Mohr.

Tekanan tersebut dapat ditahan material nozzle hingga mencapai nilai *ultimate strength* di mana jika telah melewati nilai tersebut maka akan terjadi patah pada material. Sehingga selanjutnya dianalisis nilai *safety factor* dari nozzle yang merupakan perbandingan antara tekanan yang bekerja dan *ultimate strength* dari nozzle.

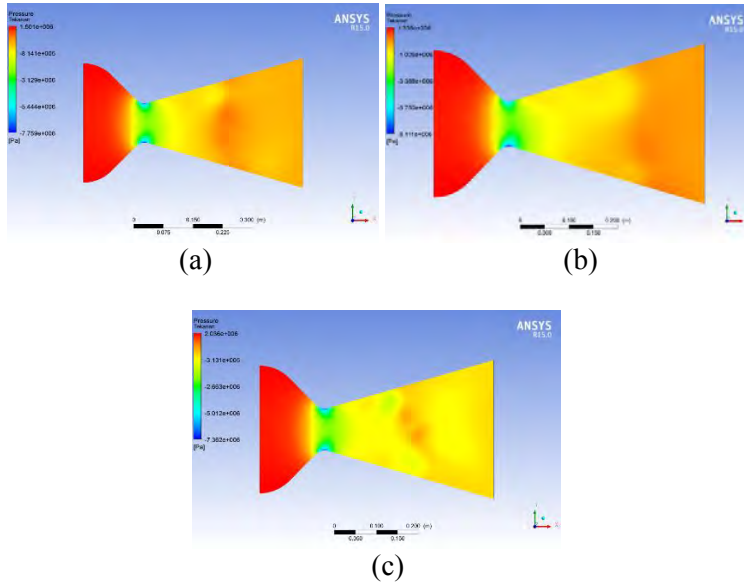
4.1.1 Distribusi Tekanan pada Nozzle

Setelah dilakukan serangkaian tahapan pada analisis fluida pada CFD, didapatkan distribusi tekanan dari sembilan variasi tekanan dan temperatur sebagai berikut.



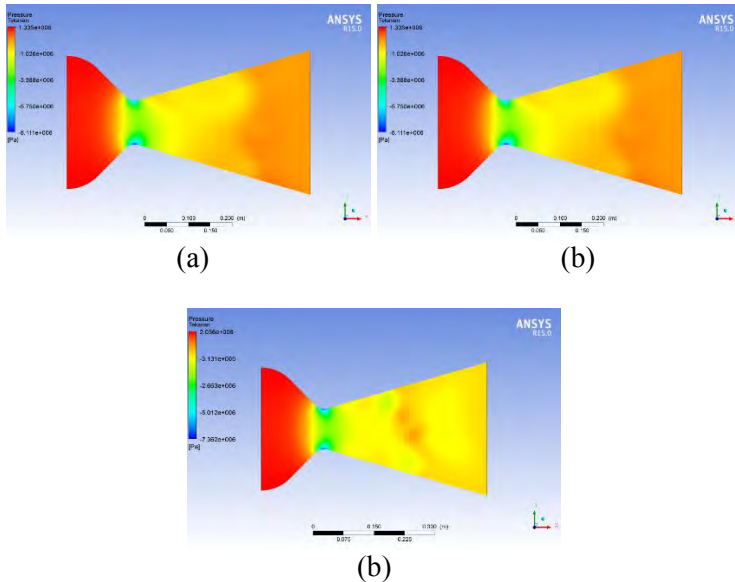
Gambar 4.1 Distribusi Tekanan pada Kondisi Temperatur 2000 K dan Tekanan : a) 60 Bar, b) 80 Bar, c) 100 Bar

Dari simulasi pada CFD didapatkan profil distribusi tekanan pada sembilan variasi seperti yang telah ditampilkan di atas. Secara umum, nilai tekanan paling besar terdistribusi pada daerah nozzle bagian depan (dekat chamber) dan mendekati *throat* (bagian yang menyempit). Kemudian sesuai dengan hukum kontinuitas massa dan aliran, kecepatan aliran akan meningkat ketika melewati daerah yang lebih sempit seperti pada *throat*. Kecepatan yang meningkat tersebut akan berakibat pada penurunan tekanan di daerah tersebut. Hal tersebut sesuai dengan hasil simulasi seperti yang ditunjukkan di atas. Bagian berwarna hijau dan biru mewakili nilai tekanan yang lebih rendah dibandingkan dengan daerah lainnya. Perbedaan distribusi tekanan pada ketiga kondisi di atas dapat disebabkan oleh terjadinya turbulensi. Turbulensi tersebut menyebabkan ketidakrataan distribusi dari tekanan.



Gambar 4.2 Distribusi Tekanan pada Kondisi Temperatur 2500 K dan Tekanan : a) 60 Bar, b) 80 Bar, c) 100 Bar

Secara umum tidak terdapat perbedaan yang signifikan antara distribusi tekanan pada temperatur 2000 K dan 2500 K. Tekanan terbesar terdapat pada bagian depan nozzle dekat *chamber*. Kemudian tekanan akan turun secara signifikan pada area *throat*. Selanjutnya setelah daerah *throat* kontur dari nozzle akan terus melebar dengan sudut yang konstan hingga ke ujung belakang nozzle. Kontur yang melebar tersebut membuat luas penampang aliran propelan menjadi semakin besar, sehingga akan mengakibatkan penurunan besar kecepatan aliran propelan dan akhirnya akan meningkatkan nilai tekanan aliran kembali. Hal tersebut dapat dilihat pada gambar 4.2 di mana daerah setelah *throat* memiliki tekanan yang lebih besar yang diwakili oleh warna kuning dan kuning gelap

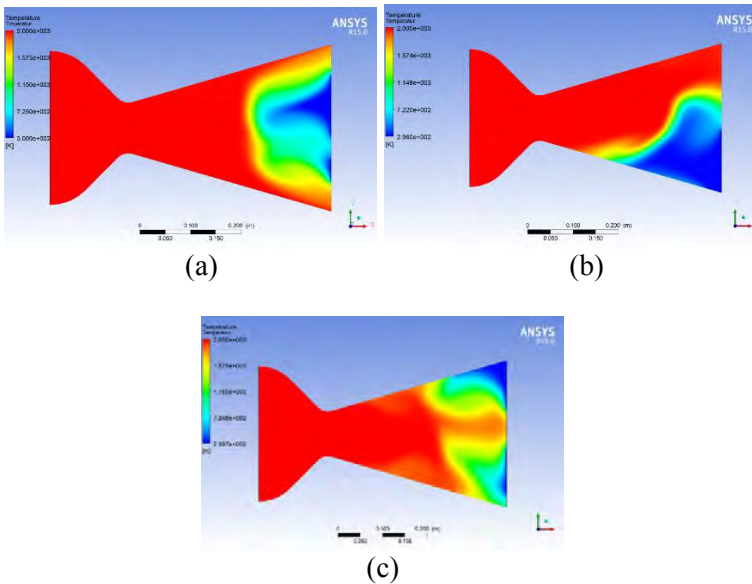


Gambar 4.3 Distribusi Tekanan pada Kondisi Temperatur 3000 K dan Tekanan : a) 60 Bar, b) 80 Bar, c) 100 Bar

Seperti variasi tekanan-temperatur sebelumnya, dengan semakin meningkatnya tekanan inlet dari bagian depan nozzle akan membuat nilai maksimum tekanan pada nozzle juga lebih besar. Dari tiga nilai temperatur dapat dilihat bahwa semakin meningkatnya tekanan inlet akan bersesuaian dengan daerah yang lebih terang pada bagian belakang nozzle. Hal tersebut mengartikan bahwa distribusi rata-rata tekanan pada bagian belakang nozzle akan menjadi rendah dengan meningkatnya nilai tekanan inlet.

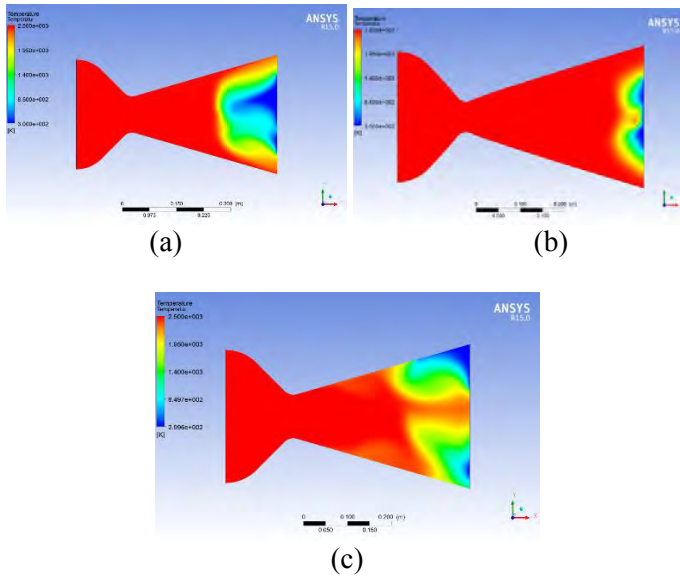
4.1.2 Distribusi Temperatur pada Nozzle

Selain distribusi tekanan, melalui analisa pada CFD juga didapatkan distribusi temperatur pada aliran nozzle. Berikut adalah distribusi temperatur dari sembilan variasi tekanan-temperatur yang telah diperoleh dari CFD.



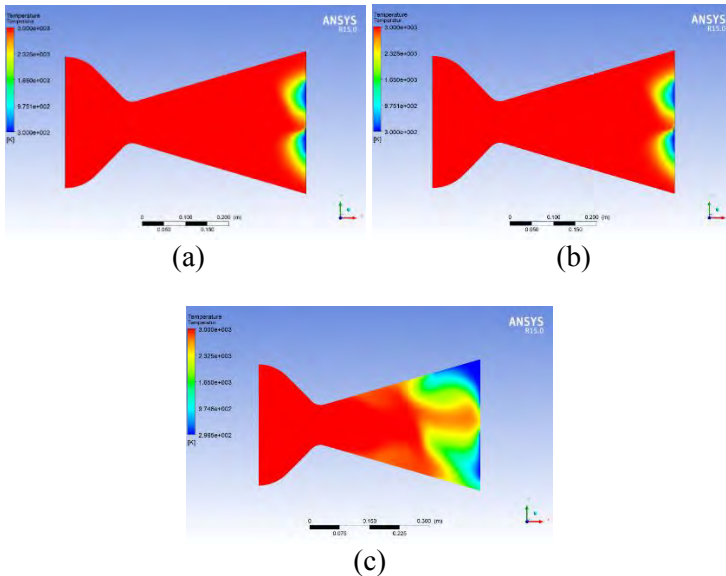
Gambar 4.4 Distribusi Temperatur pada Kondisi Temperatur 2000 K dan Tekanan : a) 60 Bar, b) 80 Bar, c) 100 Bar

Dari simulasi pada CFD didapatkan distribusi temperatur dari daerah ujung awal nozzle hingga ke bagian belakang. Secara umum persebaran temperatur dari semua variasi tekanan-temperatur adalah sama. Temperatur dari bagian awal nozzle, *throat*, hingga mendekati bagian belakang memiliki nilai yang tinggi. Daerah dengan temperatur tertinggi adalah daerah inlet yang berada di depan *throat*. Hal tersebut dikarenakan daerah tersebut merupakan daerah yang paling dekat dengan *rocket chamber* yaitu tempat berlangsungnya pembakaran. Nilai tersebut diwakili oleh daerah berwarna merah yang menunjukkan nilai temperatur tinggi dan perambatan panas yang merata pada fluida ketika mengalir.



Gambar 4.5 Distribusi Temperatur pada Kondisi Temperatur 2500 K dan Tekanan : a) 60 Bar, b) 80 Bar, c) 100 Bar

Dari simulasi pada CFD didapatkan distribusi temperatur dari daerah ujung awal nozzle hingga ke bagian belakang. Secara umum persebaran temperatur dari semua variasi tekanan-temperatur adalah sama. Temperatur dari bagian awal nozzle, *throat*, hingga mendekati bagian belakang memiliki nilai yang tinggi. Daerah dengan temperatur tertinggi adalah daerah inlet yang berada di depan *throat*. Hal tersebut dikarenakan daerah tersebut merupakan daerah yang paling dekat dengan *rocket chamber* yaitu tempat berlangsungnya pembakaran. Nilai tersebut diwakili oleh daerah berwarna merah yang menunjukkan nilai temperatur tinggi dan perambatan panas yang merata pada fluida ketika mengalir.



Gambar 4.6 Distribusi Temperatur pada Kondisi Temperatur 2500 K dan Tekanan : a) 60 Bar, b) 80 Bar, c) 100 Bar

Semakin mendekati bagian belakang nozzle temperatur akan menjadi semakin rendah. Hal ini sesuai dengan prinsip konduksi dan konveksi panas. Rendahnya temperatur ditunjukkan pada bagian yang berwarna kuning, hijau, hingga biru yang telah mendekati temperatur atmosfer luas, yaitu 300 K. Akan tetapi dapat dilihat pada hasil simulasi bahwa terdapat perbedaan distribusi temperatur yang rendah pada bagian ujung nozzle. Perbedaan tersebut dikarenakan perbedaan variasi tekanan dari propelan yang mengalir dan juga terjadinya *reverse flow* pada nozzle.

4.2 Analisis Static Structural pada Nozzle

Setelah didapatkan distribusi beban tekanan dan temperatur pada fluida yang mengalir pada nozzle, selanjutnya distribusi tekanan dan temperatur tersebut akan bertindak sebagai beban pada analisis *static structural*. Setelah dilakukan analisis pada

static structural didapatkan data berupa massa dari nozzle, respon strain, dan *safety factor* dari seluruh desain yang dibuat pada sembilan variasi keadaan tekanan-temperatur.

4.2.1 Massa Nozzle

Terdapat sepuluh desain nozzle yang telah dibuat dan dianalisa. Masing-masing nozzle tersebut memiliki perbedaan material penyusun dan jumlah jenis material penyusunnya. Setiap material yang berbeda memiliki massa jenis yang berbeda. Sehingga dengan volume yang sama nozzle akan memiliki massa yang berbeda-beda.

Salah satu tujuan dari penelitian ini adalah untuk memperoleh desain nozzle yang memiliki massa lebih ringan dibandingkan dengan nozzle dari material penyusun Baja AISI 4340. Sehingga akan ditampilkan massa dari masing-masing desain dan presentase penurunan massa dari setiap desain dibandingkan dengan nozzle dengan material penyusun Baja AISI 4340.

Untuk mempermudah tabulasi, maka selanjutnya akan didefinisikan desain I hingga X, yaitu :

- Desain I = AISI 4340
- Desain II = Ti-13V-11Cr-3Al
- Desain III = CFRP IM7
- Desain IV = AISI 4340 – TBC ZrO₂
- Desain V = Ti-13V-11Cr-3Al - TBC ZrO₂
- Desain VI = CFRP IM7 - TBC ZrO₂
- Desain VII = AISI 4340 – TBC Kapton
- Desain VIII = Ti-13V-11Cr-3Al – TBC Kapton
- Desain IX = CFRP IM7 – TBC Kapton
- Desain X = AISI 4340 – TBC Grafit

Tabel 4.1 Massa Desain-Desain Nozzle

Desain	Massa (Kg)	Penurunan Massa (%)
I	121,86	-
II	74,822	38,60
III	27,631	77,32
IV	121,3	0,45
V	74,841	38,58
VI	28,232	76,83
VII	120,62	1,01
VIII	74,807	38,61
IX	27,558	77,38
X	120,78	0,88

Dari data yang didapat pada tabel di atas dapat dilihat bahwa desain-desain nozzle II hingga X memiliki massa yang lebih rendah jika dibandingkan dengan massa desain I. Untuk desain nozzle tanpa TBC, massa desain III dengan menggunakan CFRP IM7 adalah yang paling kecil. Hal ini bersesuaian dengan massa jenis dari CFRP yang didapat dari *mechanical properties* yang paling kecil di antara material-material lainnya. Penurunan massa nozzle dengan desain tersebut adalah sebesar 77,32 %. Sedangkan penurunan massa pada desain III yang menggunakan material Ti-13V-11Cr-3Al tanpa TBC adalah sebesar 38,6 %.

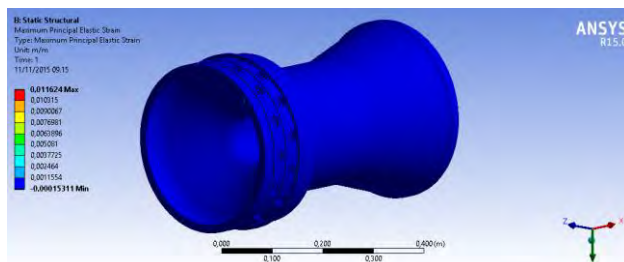
Untuk desain-desain yang menggunakan TBC dari Zirkonium Dioksida (ZrO_2) didapatkan penurunan massa terbesar adalah pada desain VI, yaitu sebesar 76,83 %. Kemudian penurunan massa terbesar kedua adalah pada desain V yaitu sebesar 38,58 %. Sedangkan penurunan massa pada desain IV hanya sebesar 0,45 %.

Kemudian untuk desain-desain yang menggunakan TBC dari Kapton didapatkan penurunan massa terbesar adalah pada desain IX, yaitu sebesar 77,38 %. Kemudian penurunan massa terbesar kedua adalah pada desain VIII, yaitu sebesar 38,61%. sedangkan penurunan massa pada desain VII adalah sebesar 1,01 %. Selain itu, penurunan massa pada desain X dengan TBC dari grafit adalah sebesar 0,88%.

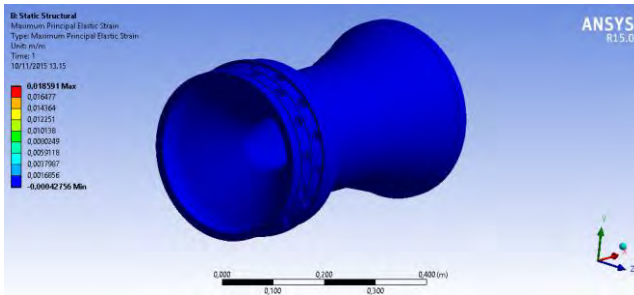
Secara umum, penurunan massa terbesar adalah pada desain dengan material penyusun CFRP IM7 kemudian disusul oleh Ti-13V-11Cr-3Al. Kemudian beberapa desain dengan material tersebut dan dengan TBC memiliki penurunan massa yang lebih besar jika dibandingkan dengan desain tanpa TBC. Sebagai contoh adalah pada desain III dan desain IX. Penurunan massa pada desain IX yang menggunakan TBC lebih besar dibandingkan desain III tanpa TBC. Hal tersebut diakibatkan karena pada proses desain, desain I, II, dan III dipertipis sebesar 0,5 mm kemudian dilapisi oleh TBC setebal 0,5 mm. Sehingga secara umum seluruh desain memiliki volume yang sama. Dengan kombinasi material yang memiliki massa jenis yang lebih besar atau lebih kecil mengakibatkan desain dengan menggunakan TBC belum tentu memiliki massa total yang lebih besar dibandingkan desain tanpa menggunakan TBC.

4.2.2 Maximum Principal Strain

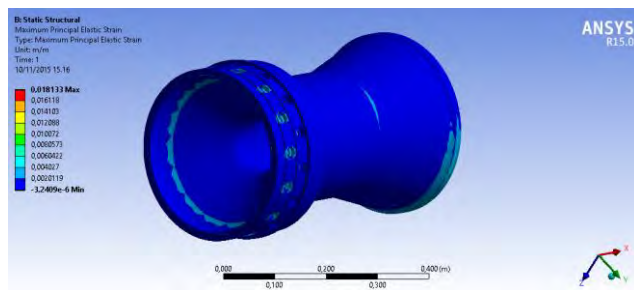
Masing-masing desain yang telah diuji terbuat dari material-material berbeda yang juga memiliki nilai *strength* yang berbeda-beda. Perbedaan nilai strength ini, terutama berkaitan dengan modulus young dan *yield strength* akan berdampak pada perbedaan nilai *strain* pada variasi beban yang telah ditentukan sebelumnya. Gambar 4.22 hingga gambar 4.24 adalah distribusi nilai strain di seluruh daerah pada nozzle yang terbuat dari material AISI 4340 pada beberapa variasi tekanan-temperatur.



Gambar 4.7 Maximum Principal Strain T = 2500 K ; P = 60 Bar



Gambar 4.8 Maximum Principal Strain $T = 2500 \text{ K}$; $P = 80 \text{ Bar}$



Gambar 4.9 Maximum Principal Strain $T = 2500 \text{ K}$; $P = 100 \text{ Bar}$

Secara umum dapat dilihat pada gambar hasil analisis *static structural* di atas bahwa nilai strain akan bertambah dengan semakin besarnya tekanan. Selain itu faktor temperatur juga berpengaruh terhadap nilai *strain*. Semakin tinggi temperatur akan mengakibatkan *strain* yang lebih tinggi walaupun dengan nilai tekanan yang sama. Sebagai contoh adalah *maximum principal strain* pada $T = 2000 \text{ K}$; 60 Bar adalah sebesar 0,011488, pada $T = 2500 \text{ K}$; 60 Bar adalah sebesar 0,011624, dan pada $T = 3000 \text{ K}$; 60 Bar adalah sebesar 0,012061.

Distribusi nilai *strain* terbesar sesuai dengan distribusi tekanan yang telah didapat sebelumnya pada CFD. Nilai *strain* terbesar terdapat pada daerah bagian depan nozzle dekat dengan *throat*. Tabel 4.2 menunjukkan maximal principal strain pada desain I-X.

Tabel 4.2 Maximum Principal Strain I-X

T (K)	P (Bar)	Desain									
		I	II	III	IV	V	VI	VII	VIII	IX	X
2000	60	0,003	0,002	0,0001	0,002	0,003	0,002	0,003	0,002	0,003	0,003
	80	0,006	0,01	0,0007	0,007	0,013	0,002	0,006	0,01	0,003	0,007
	100	0,01	0,011	0,0007	0,009	0,011	0,002	0,01	0,011	0,003	0,01
2500	60	0,003	0,003	0,0002	0,003	0,004	0,003	0,003	0,003	0,004	0,004
	80	0,002	0,002	0,0001	0,002	0,004	0,001	0,002	0,002	0,004	0,002
	100	0,01	0,014	0,0009	0,012	0,014	0,009	0,01	0,02	0,004	0,01
3000	60	0,004	0,003	0,0002	0,004	0,005	0,001	0,003	0,003	0,005	0,002
	80	0,002	0,002	0,0001	0,005	0,005	0,002	0,005	0,002	0,005	0,003
	100	0,01	0,016	0,0011	0,01	0,018	0,003	0,011	0,018	0,006	0,01

Dari data *maximum principal strain* pada sepuluh desain dengan sembilan variasi tekanan-temperatur di atas dapat dilihat bahwa secara umum nilai *strain* meningkat dengan meningkatnya tekanan. Selain itu *strain* pada setiap desain pada tekanan tapi dengan nilai temperatur yang lebih tinggi akan memiliki nilai yang lebih tinggi. Berikut adalah grafik dari *maximum principal strain* pada sembilan variasi tekanan-temperatur.

Pada desain nozzle I yang menggunakan material penyusun AISI 4340 didapatkan nilai regangan terkecil adalah pada kondisi $T = 2000\text{ K}$ dan $P = 60\text{ Bar}$, yaitu sebesar 0,30132 %. Sedangkan regangan terbesar terjadi pada kondisi $T = 3000\text{ K}$ dan $P = 100\text{ Bar}$, yaitu sebesar 1,072 %. Selanjutnya pada desain nozzle II didapatkan nilai regangan terkecil yang lebih kecil dibandingkan dengan material AISI 4340, yaitu sebesar 0,21984%. Sedangkan regangan terbesar desain II memiliki nilai yang lebih besar daripada desain I, yaitu 1,6891%. Kemudian pada desain nozzle III nilai regangan terkecil adalah 0,015679% , yaitu paling kecil jika dibandingkan dengan desain I dan II. Sedangkan regangan terbesar pada desain III juga memiliki nilai paling kecil jika dibandingkan dengan desain I dan II, yaitu pada 0,11566%.

Pada desain nozzle IV, V, dan VI regangan terkecil terjadi pada kondisi $T = 2000\text{ K}$ dan $P = 60\text{ Bar}$ dan regangan terbesar pada kondisi $T = 3000\text{ K}$ dan $P = 100\text{ Bar}$. Regangan terkecil pada desain IV berada pada nilai 0,28986%, desain V sebesar 0,30622%, dan pada desain VI sebesar 0,20148%. Sedangkan untuk regangan terbesar pada desain IV adalah sebesar 1,046%, pada desain V sebesar 1,831%, dan pada desain VI sebesar 0,32572%. Pada desain IV, V, dan VI yang merupakan desain I, II, dan III dengan tambahan TBC terdapat perbedaan perbandingan nilai regangan. Nilai regangan desain V secara umum paling besar dibandingkan dengan desain IV dan VI. Akan tetapi nilai regangan desain VI memiliki nilai paling kecil jika dibandingkan dengan kedua desain lainnya.

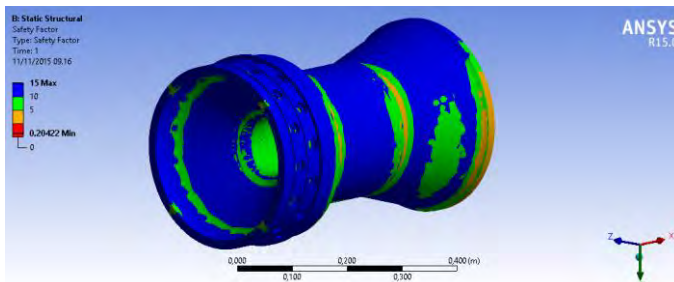
Seperti pada desain-desain sebelumnya, regangan terkecil pada desain VII, VIII, IX, dan X terjadi pada kondisi $T = 2000\text{ K}$ dan $P = 60\text{ Bar}$. Sedangkan regangan terbesar pada kondisi $T =$

3000 K dan $P = 100$ Bar. Regangan terkecil pada desain VII, VIII, IX, dan X secara berturut-turut adalah 0,33091%, 0,20823%, 0,29251%, dan 0,28748%. Sedangkan regangan terbesar pada keempat desain tersebut secara berturut-turut adalah 1,1296%, 1,8424%, 0,55398%, dan 1,0539%.

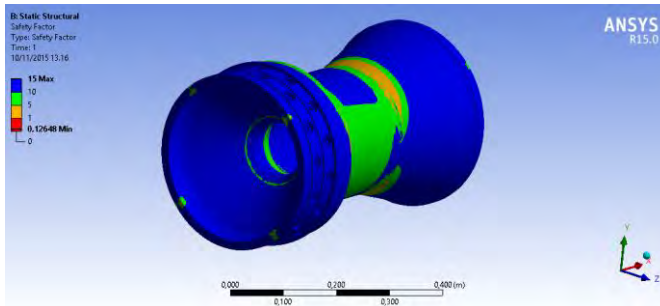
4.2.3 Safety Factor

Setiap material memiliki nilai *strength* masing-masing yang berbeda. Nilai tersebut sangat berpengaruh terhadap besarnya beban yang dapat ditahan oleh material tersebut. Jarak perbedaan antara beban yang dikenai pada material dan *strength* dari material tersebut disebut dengan *safety factor* atau faktor keamanan. Semakin besar *safety factor* yang dimiliki oleh suatu material setelah dikenai beban maka akan semakin baik kondisinya.

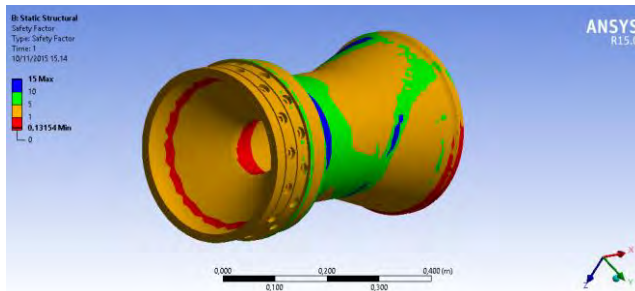
Melalui analisis yang telah dilakukan pada *static structural* didapatkan nilai *safety factor* dari semua desain pada seluruh variasi tekanan-temperatur. Berikut adalah distribusi *safety factor* pada beberapa variasi tekanan-temperatur.



Gambar 4.10 Safety Factor $T = 2500$ K ; $P = 60$ Bar



Gambar 4.11 Safety Factor $T = 2500\text{ K}$; $P = 80\text{ Bar}$



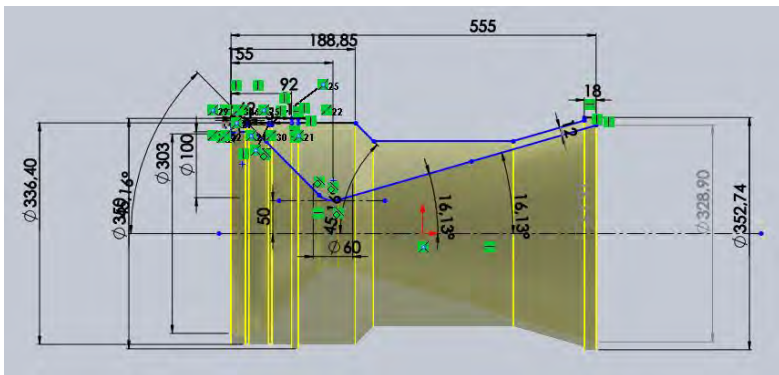
Gambar 4.12 Safety Factor $T = 2500\text{ K}$; $P = 100\text{ Bar}$

Dapat dilihat dari hasil simulasi bahwa semakin besar tekanan yang dibebankan pada nozzle maka akan semakin kecil *safety factor* dari nozzle. Hal tersebut bersesuaian dengan Teori Mohr tentang keruntuhan material, di mana *safety factor* merupakan perbandingan jarak antara *strength* dari suatu material terhadap beban tekanan yang diberikan pada material tersebut. Semakin besar tekanan yang diterapkan pada nozzle maka nilai beban tersebut akan semakin mendekati atau melewati nilai *ultimate strength* dari material di mana akan terjadi kondisi patah. *Safety factor* yang berada pada nilai sama dengan atau lebih rendah dibandingkan dengan 1 tergolong kritis.

Daerah yang memiliki *safety factor* di bawah 1 diwakili oleh warna merah. Sedangkan warna kuning, hijau, dan biru mewakili *safety factor* yang lebih besar. Daerah yang memiliki *safety factor*

di bawah 1 atau yang berada pada keadaan kritis adalah pada area depan nozzle di sekitar *throat*. Hal ini bersesuaian dengan distribusi tekanan yang paling besar di daerah tersebut. Selain itu dengan meningkatnya temperatur pada tekanan yang sama akan mengakibatkan *safety factor* yang lebih kecil. Tabel 4.3 adalah nilai *safety factor* dari sepuluh desain pada sembilan variasi tekanan-temperatur.

Dapat dilihat bahwa daerah yang memiliki nilai *safety factor* terendah atau daerah kritis berada pada daerah *throat*. Hal ini bersesuaian dengan distribusi tekanan yang paling besar pada daerah tersebut. Sehingga salah satu cara untuk menaikkan nilai *minimum safety factor* adalah dengan menebalkan bagian kritis tersebut. Penebalan daerah kritis dilakukan dari panjang awal 146,9 mm menjadi 188,85 mm atau lebih tebal 41,95 mm. Material yang digunakan sebagai contoh adalah CFRP IM7 seperti desain III. Setelah dilakukan penebalan, *maximum safety factor* meningkat dari 0,80283 menjadi 1,6296. Sedangkan *minimum safety factor* meningkat dari 0,3034 menjadi 1,1262. Data keseluruhan dapat dilihat pada lampiran D. Gambar 4.13 menunjukkan desain yang telah ditebalkan.



Gambar 4.13 Penebalan Desain

Tabel 4.3 Safety Factor Desain I-X

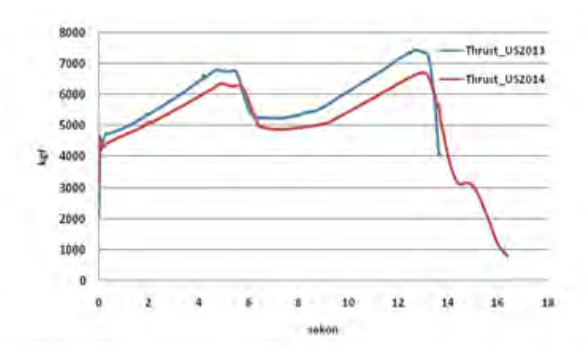
Desain										P (Bar)	T (K)
X	IX	VIII	VII	VI	V	IV	III	II	I		
0,197	0,81	0,555	0,196	3,377	0,561	0,198	0,802	0,572	0,194	60	2000
0,178	0,771	0,392	0,178	2,789	0,45	0,167	0,527	0,396	0,173	80	
0,154	0,549	0,373	0,155	2,767	0,372	0,149	0,493	0,369	0,17	100	
0,193	0,549	0,392	0,193	2,757	0,465	0,195	0,527	0,4	0,204	60	2500
0,13	0,5	0,368	0,128	0,61	0,373	0,13	0,493	0,369	0,131	80	
0,119	0,163	0,241	0,12	0,313	0,243	0,145	0,303	0,241	0,126	100	
0,103	0,549	0,406	0,105	3,129	0,444	0,101	0,527	0,398	0,126	60	3000
0,129	0,429	0,333	0,128	1,971	0,417	0,13	0,438	0,352	0,101	80	
0,097	0,313	0,241	0,097	0,61	0,24	0,092	0,303	0,241	0,1	100	

Desain VI memiliki nilai *minimum safety factor* terbesar, yaitu pada rentan 2 sampai 3. Akan tetapi pada beberapa kondisi nilai tersebut berada di bawah 1. Hal tersebut terjadi karena *creep* yaitu kondisi penurunan nilai *strength* yang besar ketika mendekati temperatur lebur dari suatu material. Temperatur lebur dari CFRP IM7 yang digunakan pada desain VI adalah 3500 °C.

Dari data yang ditunjukkan pada tabel-tabel di atas dapat dilihat bahwa *safety factor* dari seluruh desain nozzle menurun dengan meningkatnya tekanan dan temperatur. Desain dengan menggunakan Ti-13V-11Cr-3Al dan CFRP IM7 memiliki *minimum safety factor* yang lebih tinggi dibandingkan dengan AISI 4340. Keadaan tersebut dikarenakan nilai *strength* dari dua material tersebut yang lebih tinggi jika dibandingkan dengan AISI 4340.

4.3 Fasa Baja AISI 4340 pada Temperatur Ruang Bakar

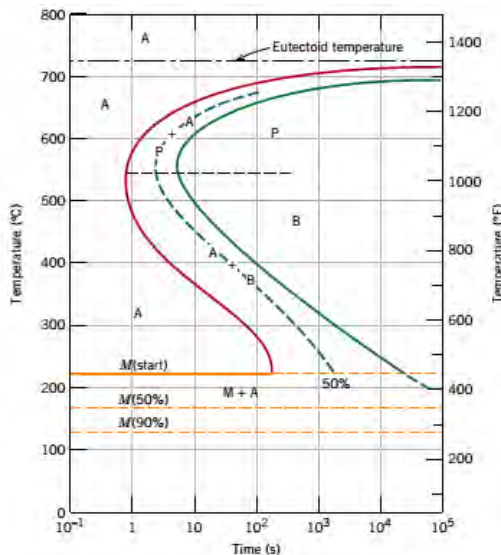
Untuk dapat mengetahui fasa baja AISI 4340 yang digunakan sebagai nozzle ketika peluncuran roket berlangsung, maka terlebih dahulu harus dicari nilai temperatur ruang bakar roket. Data yang tersedia adalah laju aliran massa atau *mass flow rate* \dot{m} dan *Thrust*. Dari kedua data tersebut kemudian dapat diperoleh nilai temperatur di ruang bakar roket. Perhitungan dilampirkan pada lampiran F. Gambar 4.14 menunjukkan profil *Thrust* dari roket saat peluncuran.



Gambar 4.14 Profil Thrust Roket RX-320 (Lapan, 2013)

Dari grafik profil pada gambar 4.14 nilai *thrust* tertinggi adalah 7000 KgF, nilai rata-rata 5928 KgF, dan nilai terendah 4000 KgF. Berdasarkan perhitungan yang telah dilakukan selanjutnya didapatkan tiga nilai temperatur ruang roket yang berkorespondensi dengan ketiga nilai *thrust* di atas. Temperatur tertinggi di ruang bakar roket mencapai 1083 °C, dengan nilai rata-rata 700,167 °C, dan nilai terendah 170,06 °C.

Pada nilai temperatur 170,06 °C fasa baja AISI 4340 masih berupa martensit. Pada gambar 4.14 dapat dilihat bahwa perubahan nilai *thrust* terjadi secara cepat, sehingga perubahan nilai temperatur juga terjadi pada orde waktu yang sama. Dengan waktu transformasi yang cepat, pada temperatur rata-rata 700,167 °C fasa baja AISI 4340 telah bertransformasi menjadi Bainit. Sedangkan pada temperatur tertinggi 1083 °C baja AISI 4340 telah menjadi *Austenitic Steel* yang memiliki fasa austenit. Transformasi tersebut mengacu pada Diagram Transformasi Isotermal pada gambar 4.15.



Gambar 4.15 Diagram Transformasi Isotermal (Callister, 2009)

Suatu material yang dikenai dengan beban tegangan atau tekanan pada nilai temperatur yang terus meningkat akan mengalami *creep*, yaitu deformasi permanen yang bersifat *time-dependent* (Callister, 2009). *Creep* mulai terjadi pada temperatur $0,4T_1$ (T_1 = Titik Lebur) dan akan terus meningkat pada temperatur yang lebih tinggi. Pada temperatur di atas $0,4T_1$ *strength* dari suatu material akan menurun seiring dengan bertambahnya temperatur kerja.

Titik lebur dari baja AISI 4340 adalah $1427\text{ }^{\circ}\text{C}$ Sehingga *Creep* pada baja AISI 4340 mulai terjadi pada temperatur $570,8\text{ }^{\circ}\text{C}$. Temperatur rata-rata ruang bakar adalah $700,167\text{ }^{\circ}\text{C}$ dan telah melewati nilai $0,4T_1$ dari baja AISI 4340. Sehingga deformasi plastis akan terus bertambah dan kegagalan (*ultimate failure*) akan terjadi. Untuk temperatur $2000\text{ }^{\circ}\text{C}$, $2500\text{ }^{\circ}\text{C}$, dan $3000\text{ }^{\circ}\text{C}$ baja AISI 4340 telah melebur sehingga tidak dapat digunakan pada ketiga nilai temperatur kerja tersebut.

4.4 Analisis Surface Roughness pada Desain Nozzle

Surface Roughness atau kekasaran permukaan dari suatu material akan mempengaruhi profil aliran dari fluida yang mengalir pada permukaan material tersebut (Zhou, 2010). Semakin kecil nilai kekasaran dari suatu permukaan maka akan membuat profil aliran fluida semakin stabil atau laminar (Taylor, 2006). *Surface Roughness* dari suatu material diukur melalui *roughness parameter* (R_a). Semakin besar nilai R_a maka semakin kasar suatu permukaan material.

Pada gambar 4.2 dapat dilihat distribusi tekanan dari fluida yang mengalir pada bagian dalam nozzle. Pada simulasi yang sama dapat diperoleh profil laju aliran yang serupa. Material yang memiliki nilai R_a yang kecil akan menyebabkan kontur aliran fluida yang cenderung stabil atau laminar di dekat permukaan dinding nozzle. Kondisi tersebut tentunya akan menguntungkan karena mengurangi turbulensi aliran pada bagian dalam nozzle. Sebaliknya untuk material yang memiliki nilai R_a yang besar akan menyebabkan aliran yang turbulen pada daerah dekat permukaan

dinding bagian dalam nozzle. Sehingga kondisi tersebut dapat merugikan bagi performansi nozzle. Tabel 4.4 menunjukkan nilai R_a dari setiap material yang digunakan pada desain nozzle.

Tabel 4.4 Nilai R_a Material Penyusun Nozzle

Material	R_a (μm)	Referensi
Baja AISI 4340	0,502	Agrawal, 2015
Ti-13V-11Cr-3Al	0,874	Deligianni, 2000
CFRP IM7	0,0125	Song, 2010
Zirkonium Dioksida	1,5	Kirmali, 2014
Kapton	10	Pratap, 2003
Grafit	8,14	Watanabe, 1978

Untuk desain tanpa menggunakan TBC, Ti-13V-11Cr-3Al memiliki permukaan yang paling kasar disusul dengan baja AISI 4340 lalu kemudian CFRP IM7. Sementara itu dari segi kekasaran permukaan, Kapton dan Grafit tidak baik digunakan karena memiliki nilai R_a yang besar. Sementara itu Zirkonium Dioksida lebih baik digunakan dibandingkan kedua material tersebut.

4.5 Pembahasan

Berdasarkan analisis *static structural* pada sepuluh desain yang telah dilakukan sebelumnya didapatkan penurunan massa terbesar pada desain III, VI, dan IX. Desain III, VI, dan IX berturut-turut adalah nozzle dengan material penyusun CFRP IM7, CFRP IM7 – TBC Zirkonium Dioksida, CFRP IM7 – TBC Kapton. Besar penurunan massa ketiga desain tersebut berturut-turut adalah 77,32%, 76,83%, dan 77,38%. Penurunan massa ketiga desain tersebut memiliki orde yang sama yaitu sekitar 70%.

Nilai terkecil dari *maximum principal strain* juga terdapat pada desain III, VI, dan IX berturut-turut adalah 0,11566, 0,32572, dan 0,55398. Nilai terkecil dari *maximum principal strain* pada ketiga desain tersebut berada di bawah 1. Sedangkan nilai terbesar dari *minimum safety factor* terdapat pada desain VI yaitu sebesar 3,3778. Nilai tersebut memenuhi kriteria *minimum safety factor* ideal yaitu di atas 2.

Kekasaran permukaan material dapat berpengaruh pada profil aliran dari fluida yang mengalir di dalam nozzle. Semakin kecil nilai parameter kekasaran dari suatu material akan menyebabkan aliran fluida di permukaannya berbentuk laminar. Sedangkan semakin kasar permukaan suatu material tersebut akan mengakibatkan aliran turbulen. Sehingga untuk bagian dalam nozzle, permukaan material yang kasar akan bersifat merugikan. Dari ketiga material yang digunakan sebagai TBC (Zirkonium Dioksida, Kapton, dan Grafit) Zirkonium Dioksida memiliki permukaan yang paling halus yang ditunjukkan melalui nilai R_a yang paling kecil. Sehingga Zirkonium Dioksida paling baik digunakan sebagai material TBC agar didapatkan profil aliran yang laminar.

Dari beberapa parameter yang telah disebutkan di atas, *safety factor* atau faktor keamanan merupakan variabel desain yang paling penting (Hibbeler, 2012). Mengacu pada kondisi tersebut, maka desain nozzle VI (CFRP IM7 – TBC Zirkonium Dioksida) adalah desain terbaik karena memiliki nilai *minimum safety factor* terbesar di antara desain-desain yang lainnya. Selain itu, desain nozzle VI juga merupakan desain dengan penurunan massa terbesar, yaitu sebesar 76,83%. Kemudian dari segi material TBC yang digunakan, desain VI menggunakan TBC Zirkonium Dioksida yang memiliki permukaan paling halus dibandingkan dengan TBC Kapton dan Grafit. Permukaan TBC yang halus tersebut dapat memberikan keuntungan pada nozzle karena profil aliran yang mengalir di dekat permukaan tersebut akan lebih stabil dan teratur jika dibandingkan dengan permukaan yang lebih kasar. Sehingga dari analisis *safety factor*, penurunan massa, *maximum principal strain*, dan *surface roughness*, didapatkan desain VI sebagai desain yang terbaik di antara sepuluh desain yang telah dianalisa.

BAB V

KESIMPULAN

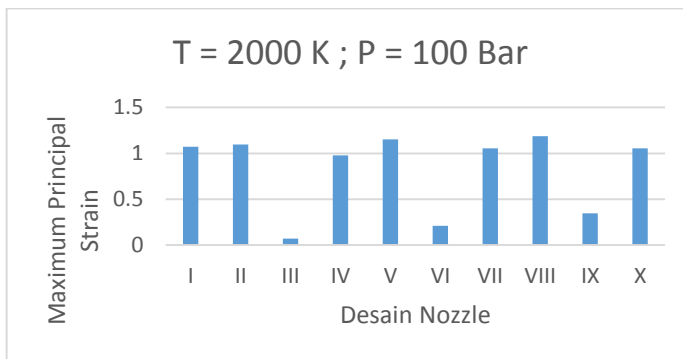
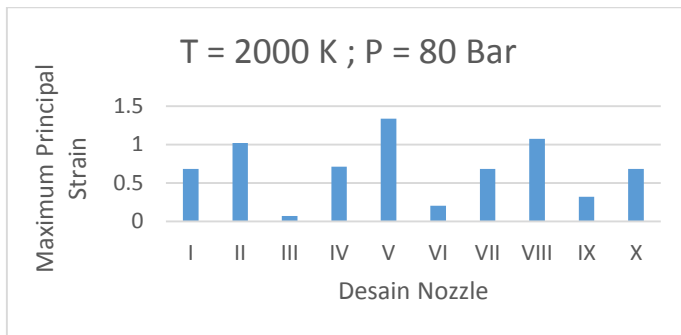
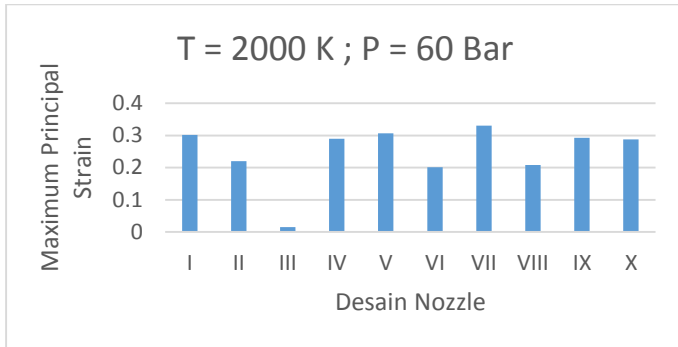
Berdasarkan hasil analisis pada *Control Fluid Dynamics* dan *Static Structural* didapatkan :

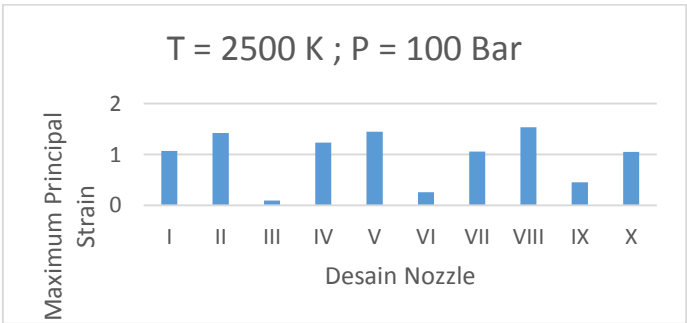
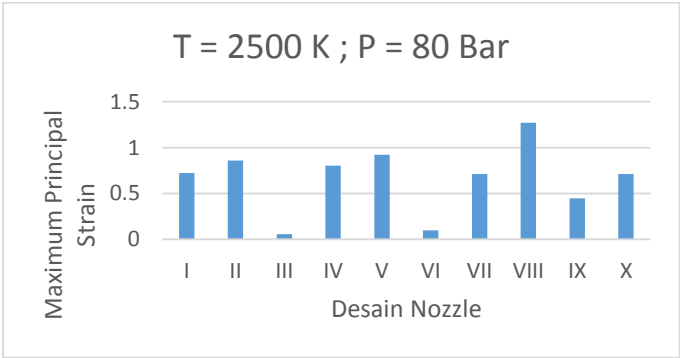
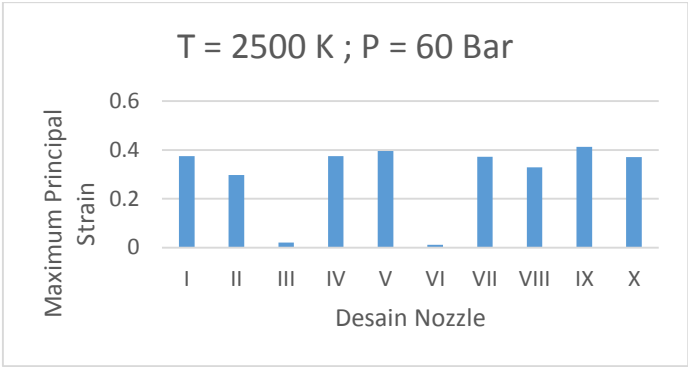
- Material Zirkonium Dioksida memiliki penurunan nilai *strength* yang kecil dengan meningkatnya temperatur kerja sehingga digunakan sebagai TBC.
- Didapatkan desain VI (CFRP IM7 – TBC Zirkonium Dioksida) yang memiliki safety factor di atas 2 hampir di semua kondisi dan dengan *maximum principal strain* terbesar sebesar 0,32572 serta dengan penurunan massa sebesar 76,83%.
- Setelah dilakukan penebalan dinding nozzle pada daerah kritis sebesar 41,95 mm didapatkan peningkatan *minimum safety factor* dari 0,3034 menjadi 1,1262 untuk desain yang terbuat dari CFRP IM7.

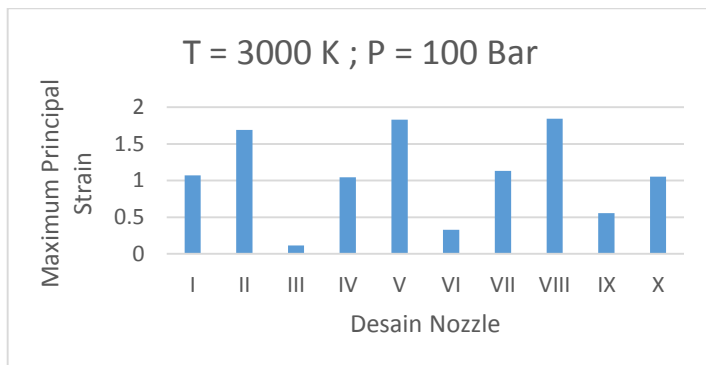
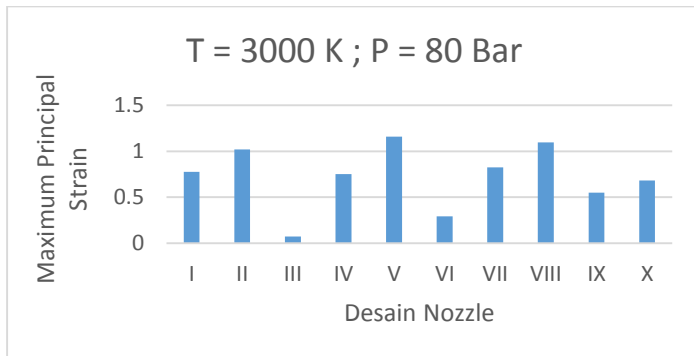
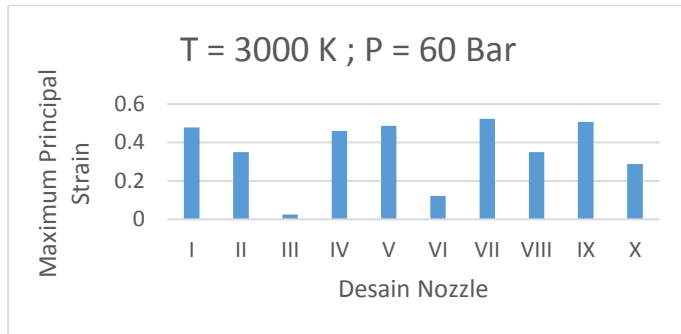
Halaman ini memang dikosongkan.

LAMPIRAN A

Grafik Maximum Principal Strain

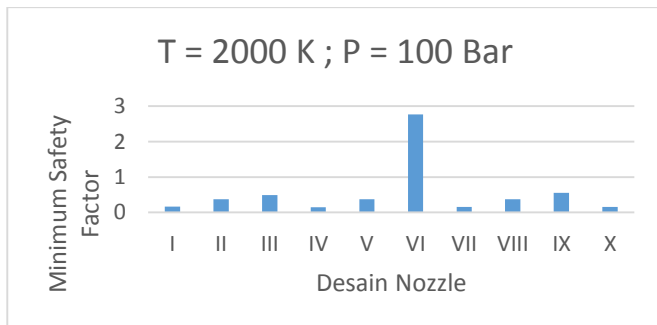
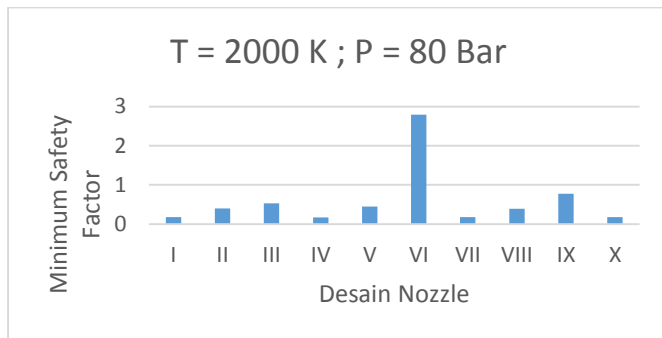
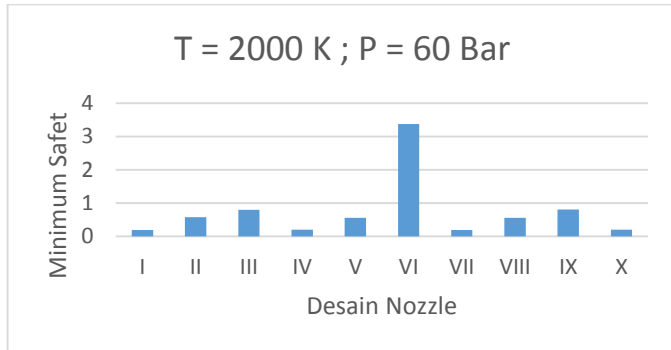


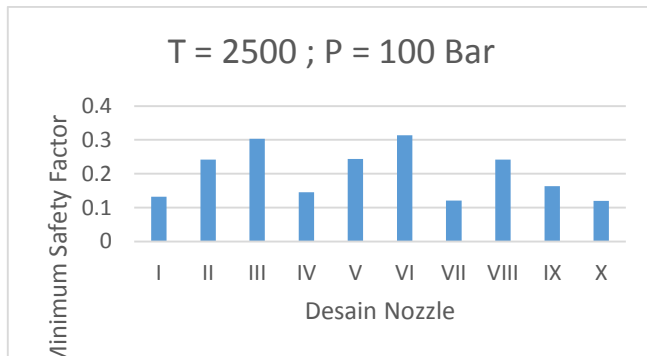
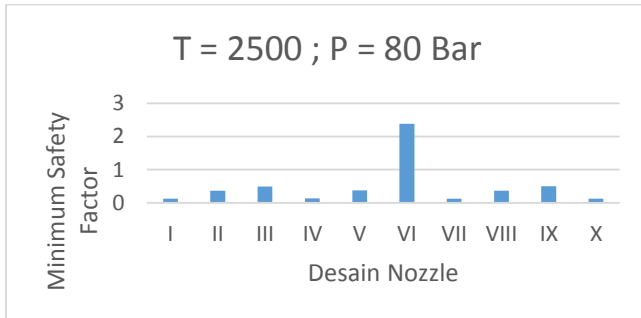
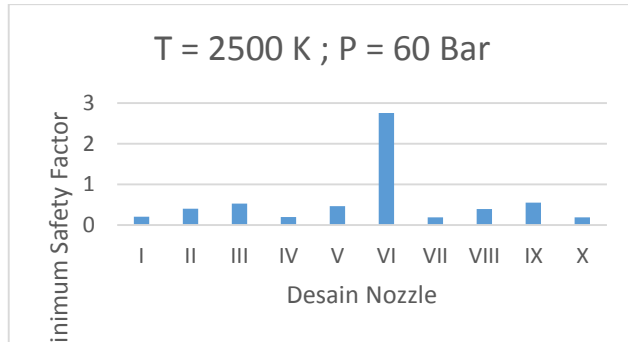


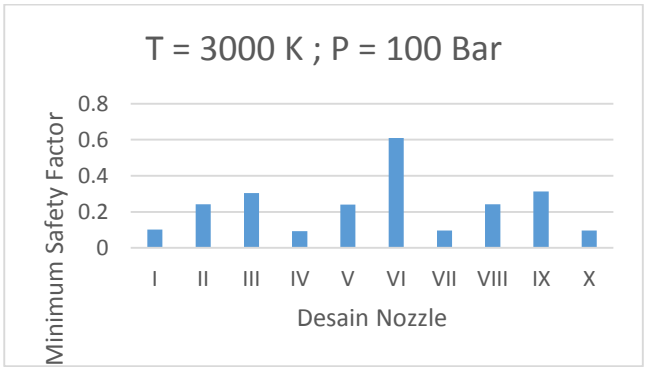
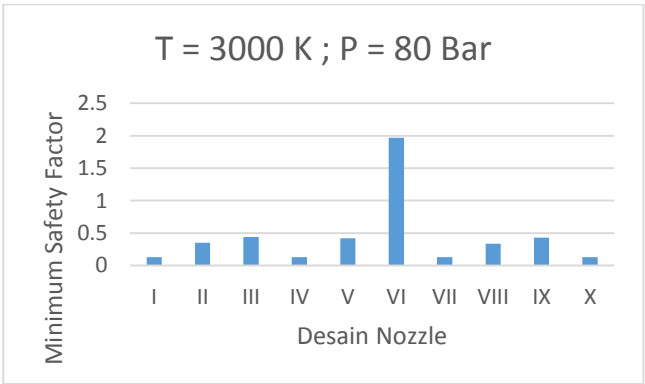
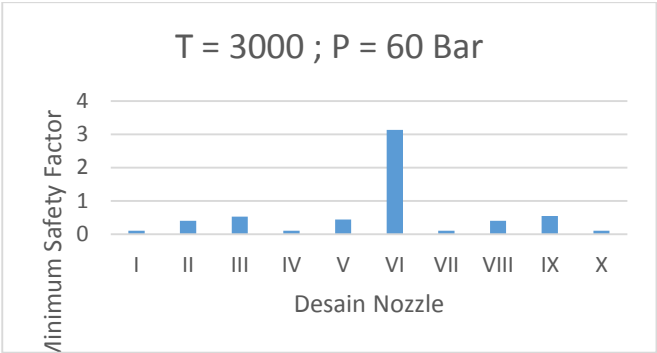


LAMPIRAN B

Grafik Minimum Safety Factor







LAMPIRAN C

Sifat Mekanik Bahan

Sifat Mekanik Ti-13V-11Cr-3Al

Properties	Value	Units
Poisson's Ratio	0,3	
Shear Modulus	43000	Mpa
Density	4820	Kg/m ³
Tensile Strength	1460	N/mm ²
Compressive Strength	1300	N/mm ²
Yield Strength	1300	N/mm ²
Thermal Expansion Coefficient	9,40E-06	/K
Thermal Conductivity	6,9	W/(m.K)
Spesific Heat	545	J/(Kg.K)

Sifat Mekanik CFRP IM7

Properties	Value	Units
Poisson's Ratio	0,32	
Shear Modulus	5590	N/mm ²
Density	1780	Kg/m ³
Tensile Strength	5655	N/mm ²
Compressive Strength	2723	N/mm ²
Yield Strength	1689	N/mm ²
Thermal Expansion Coefficient	6,40E-07	/K
Thermal Conductivity	5,4	W/(m.K)
Spesific Heat	0,21	cal/g.C

Sifat Mekanik Zirkonium Dioksida

Properties	Value	Units
Poisson's Ratio	0,22	
Shear Modulus	53400	Mpa
Density	5000	Kg/m ³
Tensile Strength	115	N/mm ²
Compressive Strength	1200	N/mm ²
Yield Strength		N/mm ²
Thermal Expansion Coefficient	2,30E-06	/K
Thermal Conductivity	1,7	W/(m.K)
Spesific Heat	420	J/(Kg.K)

Sifat Mekanik Kapton

Properties	Value	Unit
Density	1420	Kg/m ⁻³
Coefficient of Thermal Expansion	2,00E-05	K ⁻¹
Poisson's Ratio	0,34	
Young Modulus	2500	Mpa
Yield Strength	69	Mpa
Compressive Strength	69	Mpa
Ultimate Strength	231	Mpa
Thermal Conductivity	0,12	W m ⁻¹ K ⁻¹
Spesific Heat	1,09	J Kg ⁻¹ K ⁻¹

Sifat Mekanik Grafit

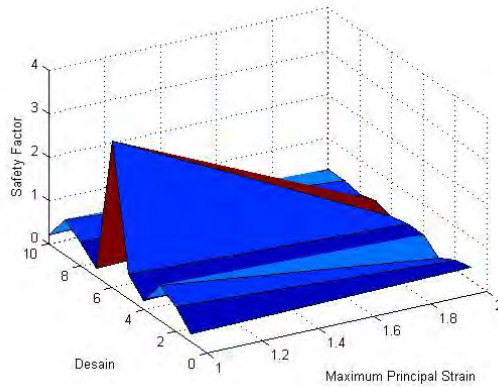
Properties	Value	Units
Poisson's Ratio	0,28	
Modulus Young	4800	N/mm ²
Density	2240	Kg/m ³
Tensile Strength	100,826	N/mm ²
Compressive Strength	200	N/mm ²
Yield Strength	120,594	N/mm ²
Thermal Expansion Coefficient	1,20E-06	/K
Thermal Conductivity	168	W/(m.K)
Spesific Heat	712	J/Kg.K

LAMPIRAN D
Minimum Safety Factor pada Penebalan Desain

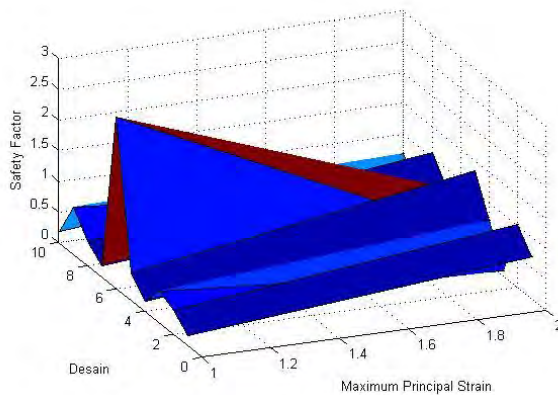
T (K)	P (Bar)	Min. Safety Factor
2000	60	1,6296
	80	1,3843
	100	1,1262
2500	60	1,4498
	80	1,4246
	100	1,1262
3000	60	1,27
	80	1,4246
	100	1,1262

LAMPIRAN E

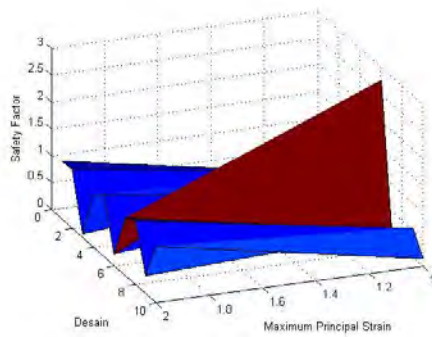
Grafik Desain-Minimum Safety Factor-Maximum Principal Strain



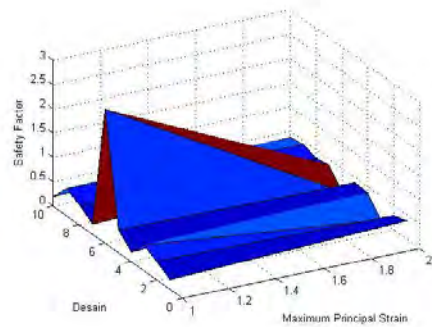
E1. $T = 2000^{\circ}\text{C}$; $P = 60 \text{ Bar}$



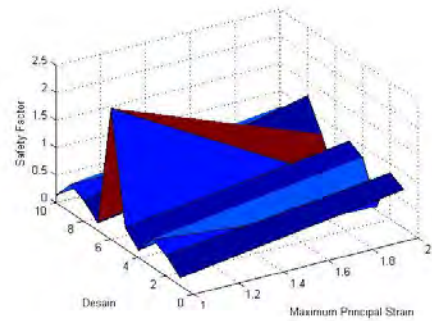
E2. $T = 2000^{\circ}\text{C}$; $P = 80 \text{ Bar}$



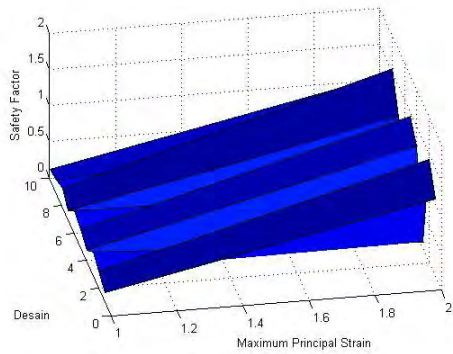
E3. $T = 2000\text{ }^{\circ}\text{C}$; $P = 80\text{ Bar}$



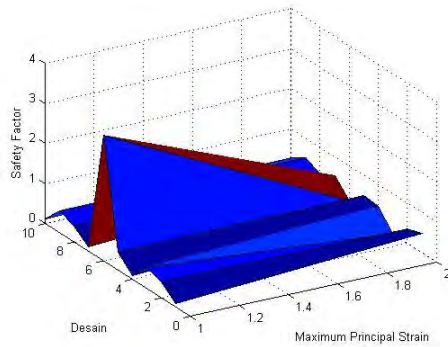
E4. $T = 2500\text{ }^{\circ}\text{C}$; $P = 60\text{ Bar}$



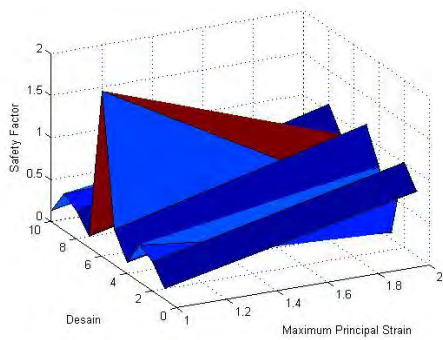
E5. $T = 2500\text{ }^{\circ}\text{C}$; $P = 80\text{ Bar}$



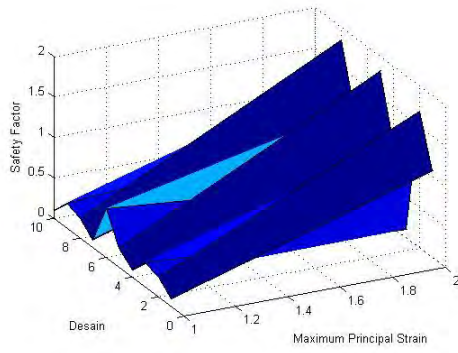
E6. $T = 2500^{\circ}\text{C}$; $P = 100$ Bar



E7. $T = 3000^{\circ}\text{C}$; $P = 60$ Bar



E8. $T = 3000^{\circ}\text{C}$; $P = 80$ Bar



E9. $T = 3000^{\circ}\text{C}$; $P = 100 \text{ Bar}$

LAMPIRAN F

Perhitungan Temperatur Ruang Pembakaran Roket

$$F = \dot{m} v_e \quad .1$$

$$v_e = m_e (\gamma R T_e)^{1/2} \quad .2$$

$$p_e/p_t = (1 + \frac{\gamma-1}{2} m_e^2)^{\frac{-\gamma}{\gamma-1}} \quad .3$$

$$T_e = (1 + \frac{\gamma-1}{2} m_e^2)^{-1} T_t \quad .4$$

$$F = 7000 \text{ KgF}$$

$$\dot{m} = 28,659 \text{ Kg/s}$$

$$\gamma = 1.3$$

$$R = 8,134 \text{ J/Mol. K}$$

$$p_e/p_t = (1 + \frac{\gamma-1}{2} m_e^2)^{\frac{-\gamma}{\gamma-1}}$$

$$10^5/6 \times 10^6 = (1 + \frac{1,3-1}{2} m_e^2)^{\frac{-1,3}{1,3-1}}$$

$$0,0167 = (1 + \frac{1,3-1}{2} m_e^2)^{-4,33}$$

$$^{-4,33} \sqrt{0,0167} = 1 + \frac{1,3-1}{2} m_e^2$$

$$2,573 = 1 + \frac{0,3}{2} m_e^2$$

$$\frac{0,3}{2} m_e^2 = 1,573$$

$$m_e^2 = 10,48$$

$$m_e = 3,23 \text{ Mach}$$

$$F = \dot{m} v_e$$

$$F = \dot{m} m_e (\gamma R T_e)^{1/2}$$

$$F = \dot{m} m_e (\gamma R (1 + \frac{\gamma-1}{2} m_e^2)^{-1} T_t)^{1/2}$$

$$F = \dot{m} m_e (\frac{\gamma R T_t}{1 + \frac{\gamma-1}{2} m_e^2})^{1/2}$$

$$(\frac{F}{\dot{m} m_e})^2 = \frac{\gamma R T_t}{1 + \frac{\gamma-1}{2} m_e^2}$$

$$T_t = (\frac{F}{\dot{m} m_e})^2 \frac{\gamma R T_t}{1 + \frac{\gamma-1}{2} m_e^2}$$

DAFTAR PUSTAKA

_____. 2012. **LAPAN MASIH KEMBANGKAN ROKET RX 550.**
<URL:HTTP://MILITER-REVIEW.WEB.ID>

George P. Sutton and Oscar Biblarz, Rocket Propulsion Elements
– 7th Ed, John Wiley & Son, New York, 2001

William D. Callister, Jr, Materials Science and Engineering : An
Introduction – 7th Ed, John Wiley & Son, New York, 2007

Charles, J. A., Crane, A. A. F., Furness, J. A. G., Selection and
Use of Engineering Materials – 3rd Ed, Butterworth-Heinemann,
Oxford, 1984.

Malgorzata, O., Andrzej J. P., Karol R., Andrzej, Z. (2014).
Numerical modelling of the thermo-mechanical response of a
rocket motor to exhaust gases load. Journal of Theoretical and
Applied Mechanics.

Zebbiche, Youbi 2006. “Supersonic Two Dimensional Minimum
Length Nozzle Design at High Temperature. Application Air

Yue, Hong-Yu, Zeng-rong, Zhi-xiang 2014. “Mechanical
Properties and Thermal Shock Resistance of Rhenium Coating in
Iridium/Rhenium/Carbon-Carbon Composite”

Huda, Edi 2012. “Materials Selection in Design of Structures and
Engines of Supersonic Aircrafts : A Review.”

Park, Jun Oh, Kwon, Lim, Park 2013. “Developement of Non-
eroding Rocket Nozzle Throat for Ultra-high Temperature
Environment.”

Sugondo, Ratih Langenati, Futichah. Mujtahid. 2010. “Pelapisan Nosel Roket dengan Boron Karbida”. **ISSN 1907-2635**.

Triharjanto, Robertus Herudan Salam Ginting. 2009. Studi Parameter Nosel Roket RX-250 Untuk Mengoptimasi Berat. **PUSROSAT-LAPAN**.

BIODATA PENULIS



Penulis mempunyai nama lengkap **Ansor Prima Yuda**, lahir di Kota Baturaja pada tanggal 6 Mei 1995 dan merupakan anak bungsu dari 2 bersaudara. Penulis melewati masa kecil tepatnya di Kampung Tanding, Kabupaten OKU Selatan, Sumatera Selatan dengan menempuh pendidikan di SDN 1 Muaradua, kemudian SMP Muhammadiyah 01 Muaradua. Kemudian melanjutkan studi di SMAN Sumatera Selatan (Sampoerna Academy) yang kemudian dilanjutkan ke ITS Jurusan Teknik Fisika pada tahun 2012 dengan NRP 2412100069. Hingga pada tahun 2016 penulis akhirnya melaksanakan Tugas Akhir sebagai syarat untuk menyelesaikan studi S1 di Jurusan Teknik Fisika dengan judul “**Seleksi dan Desain Material Nozzle Roket ITS-350 Melalui Analisis Beban Aerodinamika dan Termodinamika**”. Bagi pembaca yang memiliki saran, kritik, atau ingin berdiskusi lebih lanjut tentang Tugas Akhir ini, maka bisa menghubungi penulis melalui Aero.primayuda@gmail.com